МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ,
МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ДП «АНТОНОВ»

МАТЕРІАЛИ

X Міжнародної науково-технічної конференції

“АВІА-2011”

19-21 квітня

ТОМ II

Київ 2011

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ,
МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ДП «АНТОНОВ»

МАТЕРІАЛИ

X МІЖНАРОДНОЇ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ

„АВІА-2011”

19-21 квітня

Том 2

Київ 2011

УДК 629.735.01/02(045)

Том 2: Матеріали X міжнародної науково-технічної конференції „АВІА-2011”. –Т.2. –К.:НАУ, 2011.

РОБОЧИЙ ОРГКОМІТЕТ

Голова оргкомітету	
Кулик М.С.	ректор Національного авіаційного університету
Заступник голови	
Харченко В.П.	проректор університету з наукової роботи
Члени оргкомітету:	
Азарсков В.М.	в.о. директора Інституту аерокосмічних систем управління
Васильєв В.М.	директор Інституту аеронавігації
Гудманян А.Г.	директор Гуманітарного інституту
Запорожець О.І.	в.о. директора Інституту екологічної безпеки
Литвиненко О.Є.	декан факультету комп’ютерних систем
Матвєєв В.В.	директор Інституту економіки та менеджменту
Сопілко І.М.	директор Юридичного інституту
Суслова Г.А.	заступник директора інституту ІСАО
Сидоров М.О.	декан факультету комп’ютерних наук
Фоменко А.М.	директор Інституту міжнародних відносин
Філоненко С.Ф.	директор Інституту інформаційно-діагностичних систем
Чемакіна О.В.	в.о. директора Інституту аеропортів
Шмаров В.М.	директор Аерокосмічного інституту
Юдін О.К.	директор Інституту новітніх технологій

Секретаріат конференції

Голова секретаріату	
Зайцев Ю.В.	начальник відділу НТІ та ІВ
Члени секретаріату:	
Газдюк Р.В.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Шепель О.Ю.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Рибалко О.Л.	співробітник відділу НТІ та ІВ
Ільченко В.М.	Помічник проректора з наукової роботи
Корбут Л.А.	Начальник відділу науково-методичного забезпечення діяльності
Шевченко О.Р.	начальник відділу міжнародних зв’язків

За науковий зміст викладеного матеріалу відповідають автори.

ПЕРЕЛІК І ЗМІСТ ТОМІВ

ТОМ I

Секція 1. Вимірювання, контроль, діагностика
Секція 2. Інформаційна безпека
Секція 3. Спеціалізовані комп'ютерні системи та CALS-технології
Секція 4. Комп'ютерні науки і інженерія
Секція 5. Комп'ютерні системи
Секція 6. Математичне моделювання та чисельні методи

ТОМ II

Секція 7. Аеронавігація
Секція 8. Аерокосмічні системи моніторингу та управління
Секція 9. Радіоелектронні комплекси та авіоніка
Секція 10. Авіаційна англійська мова та безпека польотів
Секція 11. Енергетичне устаткування
Секція 12. Новітні триботехнології
Секція 13. Сучасні аеропортові технології
Секція 14. Міцність та втомленість повітряних суден
Секція 15. Сучасні технології підтримки льотної придатності повітряних суден
Секція 16. Автоматизація та енергозбереження на транспорті
Секція 17. Аеродинаміка та безпека польотів

ТОМ III

Секція 18. Авіаційна хіммотологія
Секція 19. Керування складними системами
Секція 20. Моделювання в електротехніці, електроніці та світлотехніці
Секція 21. Електроніка і радіоелектронні системи
Секція 22. Автоматизовані системи управління технологічними процесами
Секція 23. Електродинамічні та електронні системи
Секція 24. Міське, промислове, цивільне та транспортне будівництво
Секція 25. Технічна естетика, архітектура та дизайн

ТОМ IV

Секція 26. Хімічні технологія та інженерія
Секція 27. Екобезпека та екобіотехнологія
Секція 28. Кадастр та інформатика
Секція 29. Дистанційні аерокосмічні дослідження
Секція 30. Економічні та управлінські бізнес-процеси розвитку авіаційних підприємств
Секція 31. Проблеми організаційно-правового забезпечення та державного регулювання в сфері цивільної авіації
Секція 32. Боротьба з правопорушеннями: національні та міжнародні аспекти
Секція 33. Актуальні проблеми приватного права
Секція 34. Організаційно-правові засади регулювання відносин в сфері економіки
Секція 35. Диверсифікація міжнародних зв'язків України в процесі інтеграції до світового соціокультурного та економічного просторів
Секція 36. Психологія безпечної експлуатації авіаційного транспорту
Секція 37. Професійна підготовка перекладачів авіаційної галузі

ЗМІСТ

Секція 7. Аеронавігація

В.П. Харченко, В.О. Дубко, Д.В. Васильєв МОДЕЛЮВАННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ З УРАХУВАННЯМ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ПРОГНОЗОВАНОГО ПОЛОЖЕННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ ПРИ ОБМЕЖЕНИХ ШВИДКОСТЯХ ПОЛЬОТУ	7.1
В.Г. Мелкумян, Т.Л. Малютенко ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ КООРДИНАТНИХ ВИЗНАЧЕНЬ НА ОСНОВІ ВИМІРЮВАННЯ ФАЗИ НЕСУЧОЇ СИГНАЛІВ ГЛОБАЛЬНОЇ НАВІГАЦІОННОЇ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ	7.5
Э.А. Ковалевский ПОДАВЛЕНИЕ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ПОМЕХИ В ОДНОМ КЛАССЕ АДАПТИВНЫХ АНТЕНН РАДИОНАВИГАЦИИ	7.9
В.П. Харченко, В.І. Біленко, Є.С. Плахотнюк ІНТЕГРО-АПРОКСИМАЦІЙНИЙ АЛГОРИТМ АНАЛІЗУ ТРАЕКТОРІЇ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ БЕСПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	7.12
N.O. Solomina, I.V. Ostroumov TCAS MODELING SOFTWARE FOR SUPPORT EDUCATION PROCESS	7.16
М.Г. Гордєєв, А.І. Кутін, ФІЛЬТР КАЛМАНА З КУБІЧНОЮ СПЛАЙН-МОДЕЛЛЮ ТРАЄКТОРІЇ	7.20
Ю.В. Чинченко ОСОБЛИВОСТІ РОЗРОБКИ ТА ВПРОВАДЖЕННЯ КУРСІВ ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЧАННЯ ЗА НАПРЯМОМ ПІДГОТОВКИ «АЕРОНАВІГАЦІЯ» В ПРОГРАМНОМУ СЕРЕДОВИЩІ MOODLE	7.24
В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда СТОХАСТИЧНИЙ МЕРЕЖЕВИЙ АНАЛІЗ РОЗВИТКУ ПОЛЬОТНИХ СИТУАЦІЙ	7.28
О.П. Ткаліч, О.В. Жарова, М.Л. Бліновська, Є.С. Таран LTE ЯК ПЕРСПЕКТИВНА СТІЛЬНИКОВА МЕРЕЖА ЧЕТВЕРТОГО ПОКОЛІННЯ	7.32
С.В. Павлова, В.І. Чепіженко РОЗПОДІЛЕНЕ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ ЗАСОБАМИ CNS/ATM	7.36
С.Т. Поліщук АЕРОНАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ ТА ЧИННИКИ КОСМІЧНОЇ ПОГОДИ	7.40
І.В. Остроумов, Н.С. Кузьменко МОНІТОРИНГ ПОВІТРЯНОГО РУХУ ЗА ПОВІДОМЛЕННЯМИ	7.44
Yu.V. Chynchenko, M.S. Ivanenko, R.I. Lobanov PRINCIPLES OF COLLABORATIVE DECISION MAKING APPLICATION AT UKRAINIAN AIRPORTS	7.48
St. D. Ilcev AIRBORNE SATELLITE ANTENNA SYSTEMS	7.52
St. D. Ilcev MOUNT AND TRACKING SYSTEMS OF AIRBORNE SATELLITE ANTENNA	7.57
Э.А. Ковалевский, М.В. Кондратюк ВЛИЯНИЕ ФАКТОРА РАСЩЕПЛЕНИЯ КВАДРАТУР НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ АДАПТИВНОЙ АНТЕННО-ПРИЕМНОЙ СИСТЕМЫ	7.62

Ю.В. Зайцев
ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ МІЖ ГРАФАМИ - ОСНОВА ІНФОРМАЦІЙНОЇ МОДЕЛІ, ЯКА ВІДОБРАЖАЄ ДИНАМІКУ ОБ'ЄКТА УПРАВЛІННЯ, УМОВИ ЗОВНІШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА ТА СТАН САМОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ 7.65

С.Л. Квасюк, О.Г. Гуйда,
ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИЯВЛЕННЯ ВУЗЬКОСМУГОВОГО СИГНАЛУ ІЗ ЗАВАДОЮ 7.69

V. Lazorenko
THREAT AND ERROR MANAGEMENT MODEL 7.73

Р.С. Одарченко, П.О. Андрухович, О.П. Величко, Ю.О. Петрова
АНАЛІЗ ПРОТОКОЛІВ ДОСТУПУ ДО КАНАЛІВ СУПУТНИКОВОГО ЗВ’ЯЗКУ 7.77

St. D. Ilcev
SPECIAL EFFECTS OF THE REGIONAL SATELLITE AUGMENTATION SYSTEM (RSAS) 7.81

В.В. Павлов, Е.А. Копытова,
ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ CCV В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ МЕЖДУ ВС С УЧЁТОМ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ 7.86

О.С. Слюняєв
ІНФОРМАЦІЙНА СТІЙКІСТЬ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ 7.90

В.П. Харченко, М.М. Богуненко,
МОЖЛИВОСТІ ВІЗУАЛЬНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ДЛЯ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ ЛІТАКІВ У ПОВІТРІ 7.94

Секція 8. Аерокосмічні системи моніторингу та управління

Э.А. Ковалевський, М.В. Кондратюк
ВЛИЯНИЕ ФАКТОРА РАСЩЕПЛЕНИЯ КВАДРАТУР НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ АДАПТИВНОЙ АНТЕННО-ПРИЕМНОЙ СИСТЕМЫ 8.1

Э.А. Ковалевський
ПОДАВЛЕНИЕ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ПОМЕХИ В ОДНОМ КЛАССЕ АДАПТИВНЫХ АНТЕНН РАДИОНАВИГАЦИИ 8.4

В.В. Конин, А.С. Погурельский
ОСОБЕННОСТИ ЭФЕМЕРИДНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ 8.7

І.В. Васильєв, В.П. Харченко
ВИДИ РАДІОЗАВАД В СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ ТА МЕТОДИ БОРОТЬБИ З НИМИ 8.10

В.П. Харченко, В.М. Кондратюк, А.А. Тунік, С.І. Ільницька, О.В. Куценко, Є.В. Вишнякова
РОЗРОБКА ІНТЕГРОВАНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ 8.14

А.Т. Кривов’яз
СТВОРЕННЯ І ВИРОБНИЦТВО СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ АПАРАТУРИ ДП «ОРИЗОН-НАВІГАЦІЯ» 8.18

В.И. Финаев, М.Д. Скубилин, Р.Н. Набиев, Э.Т. Газарханов
МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА 8.22

А.А. Водяных
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И ОБОРУДОВАНИЯ ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ» 8.26

О.В. Куценко
ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКОВИХ ПОХИБОК КОНТРОЛЬНО-КОРЕГУВАЛЬНОЇ СТАНЦІЇ DGNSS 8.33

В.Г. Валеев, И.Н. Корнилов, В.Э. Иванов
ВЛИЯНИЕ ПОМЕХ НА ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ АЭРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДА СРЕДСТВАМИ GPS/ГЛОНАСС 8.37

Секція 9. Радіоелектронні комплекси та авіоніка

В.С. Горбач, В.М. Грібов
ВПЛИВ БЕЗВІДМОВНОСТІ ЦИФРОВИХ МОДУЛІВ АВІОНІКИ НА ВІРОГІДНІСТЬ ЇХ ДІАГНОСТУВАННЯ В ПОЛЬОТІ 9.1

Ю.В. Грищенко
ИНВАРИАНТНЫЕ СВОЙСТВА ЛЁТНОГО ПОЧЕРКА ПРИ ПОЛЁТАХ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ 9.5

М.Ю. Заліський, О.В. Соломенцев
ПОСЛІДОВНА ПРОЦЕДУРА ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ У СИСТЕМАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ НАЗЕМНИХ РАДІОТЕХНІЧНИХ ЗАСОБІВ 9.9

О.В. Зуєв
АНАЛІЗ ПРОЦЕСІВ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ТА РЕАЛІЗАЦІЇ КЕРУЮЧИХ ВПЛИВІВ В СИСТЕМАХ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТУ ЗАСОБІВ РАДІОТЕХНІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ 9.13

Ш.Ш. Ибраев
АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ УЧЕБНИКОВ ПО АВИАЦИОННЫМ ДИСЦИПЛИНАМ 9.17

Ш.Ш. Ибраев
ОСНОВНОЕ ПРОТИВОРЕЧИЕ СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И ЕЕ РЕАЛИЗАЦИИ 9.22

А.И. Олейник
МЕТОДИКА ТОЧНОГО ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА 9.28

О.В. Кожохіна
ДОСЛІДЖЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ АВІАДИСПЕТЧЕРА ШЛЯХОМ НЕІНВАЗИВНОГО СКРІНІНГУ ДЕЯКИХ ПАРАМЕТРІВ КРОВІ 9.32

В.В.Павлов, Е.А.Копытова
ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ CCV В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ МЕЖДУ ВС С УЧЁТОМ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ 9.36

И.К. Малецкий, Е.А. Каминский, Д.М. Захаров
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СИГНАЛОВ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ 9.40

А.В. Скрипец, В.Д. Тронько, М.М. Асанов
СПОСОБ ПЕРЕДАЧИ АЗИМУТА ОБЪЕКТА НА РАССТОЯНИЕ 9.44

Г.Е. Соколов
КОМПЬЮТЕРНЫЙ ГЕНЕРАТОР НА ОСНОВЕ MATLAB 9.48

О.В. Соломенцев, А.М. Овсянкін, А.О. Мусієнко, А.С. Дмитрук
МОНІТОРИНГ ПРОЦЕСІВ ВИЩОГО НАВЧАЛЬНОГО ЗАКЛАДУ 9.52

О.О. Тризна, В.М. Лужбін, П.П. Міненок
МЕЖІ ПРАКТИЧНОГО ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ ТА ЗАСОБІВ ТЕХНІЧНОГО ДІАГНОСТУВАННЯ АВІОНІКИ 9.56

А.В. Скрипец, В.Н. Краснов, А.А. Ильченко
ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ И НЕРОВНОСТЕЙ СОВРЕМЕННЫХ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС 9.60

Л.М. Ситнянських, О.Г. Ситник
ПОКАЗНИКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ СКЛАДНИХ СИСТЕМ АВІОНІКИ, ВИМОГИ ТА ОСОБЛИВОСТІ КРИТЕРІЇВ ЇХ ОЦІНКИ 9.64

О.Р. Царик, О.Ю. Буров, О.Є. Стрижак
ЗАСОБИ ФОРМУВАННЯ НАВЧАЛЬНО-ОПЕРАЦІЙНОГО СЕРЕДОВИЩА ФАХІВЦІВ У ГАЛУЗІ АВІАЦІЇ 9.68

І.Г. Прокопенко, М.С. Пулінець
КОМП'ЮТЕРНА БАГАТОКАНАЛЬНА СИСТЕМА РЕЄСТРАЦІЇ ТА ОБРОБКИ СИГНАЛІВ ЗВУКОВОГО ДІАПАЗОНУ 9.72

І.Г. Прокопенко, С.В. Мігель, Д.В. Бабіч
МОДЕЛЮВАННЯ СИГНАЛІВ, ВІДБИТИХ ВІД РУХОМИХ ЦІЛЕЙ З УРАХУВАННЯМ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ 9.76

Секція 10. Авіаційна англійська мова та безпека польотів

О.П. Петращук, Л.С. Немлій
КОМУНІКАТИВНІ УМІННЯ ДИСПЕТЧЕРА-ІНСТРУКТОРА ПІД ЧАС ПРАКТИЧНОЇ ПІДГОТОВКИ ДИСПЕТЧЕРІВ-СТАЖЕРІВ НА ТРЕНАЖЕРНОМУ КОМПЛЕКСІ 10.1

О.О. Петрова
ТИПИ ТЕСТІВ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ РІВНЯ ВОЛОДІННЯ АНГЛІЙСЬКОЮ МОВОЮ МАЙБУТНІМИ АВІАДИСПЕТЧЕРАМИ У ПРОЦЕСІ ФАХОВОЇ ПІДГОТОВКИ 10.4

Vitaliy Prystupa
TEACHING PRONUNCIATION TO AB INITIAL ATCs 10.7

Т.І. Гріхно
ПРОГРАМОВАНІ ЗАСОБИ НАВЧАННЯ ЯК ПЕРЕДУМОВА ВДОСКОНАЛЕННЯ ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ МАЙБУТНІХ ІНЖЕНЕРІВ З БЕЗПЕКИ РУХУ 10.10

К.О Поворозник
ЛІНГВІСТИЧНА СКЛАДОВА ЛЮДСЬКОГО ФАКТОРУ ЯК НЕВІД'ЄМНА ЧАСТИНА ПРОФЕСІЙНОЇ НАДІЙНОСТІ ФАХІВЦІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ 10.12

О.М. Питель
ВПРОВАДЖЕННЯ КОМПЕТЕНТНІСНОГО ПІДХОДУ ДО ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ СТУДЕНТІВ – МАЙБУТНІХ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ 10.15

А.Н. Витряк, Б.Я. Слепак
ЛИНГВИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ И ПЕРЕПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ 10.17

Секція 11. Енергетичне устаткування

Н.С. Кулик, И.Ф. Кинащук, Ф.И. Кирчу
ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ В ЗАДАЧАХ ЧИСЛЕННОЙ ГАЗОДИНАМИКИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК 11.1

С.Ю. Гуз
ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗМІЩЕНЬ ТУРБУЛІЗАТОРІВ В ЛОПАТКОВИХ ВІНЦЯХ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА 11.5

В.В. Панін, І.І. Гвоздецький, А.П. Вознюк
ВПЛИВ РАДІАЛЬНИХ ЗАЗОРІВ НА ОСНОВНІ ПАРАМЕТРІ РОБОТИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ 11.9

М.Ю. Богданов, Г.М. Нікітіна, В.В. Роздобудько, В.М. Зюзьков,
ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ЩІЛИННИХ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ В КОМПРЕСОРАХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК 11.13

И.Н. Новиков, М.В. Ганин
ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ВИХРЕВОГО ПРОТИВОТОЧНОГО ТИПА 11.17

І.О. Ластівка
ОЦІНКА КОЛОВОЇ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПОТОКУ В КОМПРЕСОРАХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ 11.21

О.П. Мазур, П.І. Куничник, К.С. Кулик
ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ПРОГНОЗУВАННЯ ДОЗВУКОВОГО БЕЗВІДРИВНОГО ФЛАТЕРА ЛОПАТОК ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ ГТД 11.25

Э.П. Ясиницкий, И.Э. Ясиницкая, С.В. Лозня, С.А. Пустовой
ПРИМЕНЕНИЯ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ЦИФРОВОЙ САУ ГТД 11.29

П.І. Греков, К.І. Капітанчук, В.В. Козлов, Ю.Ю. Терещенко
ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ ДЛЯ ВЕНТИЛЯЦІЇ ПІДКАПОТНОГО ПРОСТОРУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ 11.33

И.П. Лавров, М.В. Ганин
ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВОВОДЯНЫХ ЭМУЛЬСИЙ В ТЕПЛОВЫХ МАШИНАХ 11.37

А.А. Лапцевич, Л.И. Гречихин, Н.Г. Куць
ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ БАЗА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 11.41

Секція 12. Новітні триботехнології

О.І. Духота, О.В. Тісов, Т.С. Черепова
ВПЛИВ ДЕЯКИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НА ТРИБОТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОРОШКОВИХ СПЛАВІВ СИСТЕМИ Co-TiC 12.1

М.В. Киндрачук, А.Л. Шевченко
ИЗНОСОСТОЙКОСТЬ АЗОТИРОВАННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ6 12.5

С.В. Федорчук
ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ИЗНОСОСТОЙКОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ ЖЕЛЕЗА 12.11

О.С. Супрунович
МАГНІЄВІ СПЛАВИ ТА ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ - СЬОГОДЕННЯ, ПРОБЛЕМИ, ПЕРСПЕКТИВИ 12.15

О.М. Маковкін, І.Б. Прунько, В.В. Негрич, Ю.І. Богатчук
ВИПРОБУВАННЯ СТАЛЬНИХ ЗРАЗКІВ НА ЗНОС ПРИ ЇХ ВЗАЄМОДІЇ З АБРАЗИВНИМИ ЗЕРНАМИ, ПРУЖНОЗАКРІПЛЕНИМИ В ЕЛАСТИЧНОМУ КОНТРТІЛІ 12.19

Ю.Л. Хлевна
ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИПРАЦЮВАННЯ В АНТИФРИКЦІЙНИХ СИСТЕМАХ 12.23

12.27

О.Л. Діденко
ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ФОРМУВАННЯ ЗНОСОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ ВКЛАДИШІВ ПІДШИПНИКІВ КОВЗАННЯ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТІВ

Е.А. Кульгавый, А.П. Данилов
ПОСТЕПЕННЫЕ И ВНЕЗАПНЫЕ ОТКАЗЫ В АНТИФРИКЦИОННЫХ СИСТЕМАХ 12.31

В.А. Тит
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ВИДОВ ИЗНАШИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ТОПЛИВО-ГИДРАВЛИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ И ГИДРОАППАРАТУРЫ 12.35

Г.А. Волосович, А.В. Ігнатенко
ЗАСТОСУВАННЯ СУЧАСНИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИРОБНИЦТВА ТА ВІДНОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ 12.40

И.А. Кравец, М.Н. Свирид, С.Н. Заднепровская, В.В. Лубяный
ВЛИЯНИЕ МАГНИТНОГО ПОЛЯ НА СВОЙСТВА ТРИБОКОНТАКТА 12.44

А.П. Кудрин, М.Н. Свирид, Г.А. Волосович, С.Н. Занько, Э. Вайс
К ГИПОТЕЗЕ СОСТОЯНИЯ ТРЕНИЯ В УСЛОВИЯХ МАГНИТНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ 12.48

М.М. Свирид, Л.Б. Приймак, О.Є. Якобчук, В.М. Бородій, В.М. Чехівський
ВПЛИВ МОДУЛЬОВАНОГО ЕЛЕКТРИЧНОГО СИГНАЛУ НА ТРИБОЛОГІЧНІ ПАРАМЕТРИ ПОВЕРХОНЬ 12.52

М.І. Кисляк, В.В. Комаров., В.І. Кравцов
ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ МІЦНІСТЬ ПРОСТОРОВО ВИКРИВЛЕНИХ ПРУЖНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПРИ

В.І. Кравцов, Я.В. Чкана
ЧИСЕЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПРОСТОРОВО ВИКРИВЛЕНИХ ПРУЖНИХ ЕЛЕМЕНТІВ 12.60

О.А. Вишневський, О.С. Давидов
ОПТИМАЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІПЕРБОЛО-ЕЛІПТИЧНИХ ФОРМ ОБВОДІВ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ ГТД 12.64

Секція 13. Сучасні аеропортові технології

О.М. Білякович, К.В. Богайська
ОЦІНКА ПРОТИЗНОШУВАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ТРАНСМІСІЙНИХ ОЛИВ ІЗ РІЗНИМ ЗАЛИШКОВИМ РЕСУРСОМ 13.1

А.П. Уманский, А. Г. Довгаль
РАЗРАБОТКА МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ И ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВАНИИ СИСТЕМЫ $SiC-Al_2O_3$ ДЛЯ ТОРЦЕВЫХ УПЛОТНЕНИЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ АЭРОПОРТОВ 13.5

М.С. Стороженко, О.П. Уманський
ПІДВИЩЕННЯ ЗНОСОСТІЙКОСТІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ ЕЛЕКТРОІСКРОВИМ ЛЕГУВАННЯМ КОМПОЗИТАМИ НА ОСНОВІ TiB_2-SiC 13.9

О.А. Удод
ВАНТАЖНІ ПЕРЕВЕЗЕННЯ НА АВІАЦІЙНОМУ ТРАНСПОРТІ: СУЧАСНИЙ СТАН, ПЕРСПЕКТИВИ ТА ПРОБЛЕМИ РОЗВИТКУ 13.13

О.А. Тамаргазін, І.І. Ліннік, Т.Ю. Крамаренко, М.В. Олег
МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ КОМПЛЕКТІВ ЗАПАСНИХ ЧАСТИН В АЕРОПОРТУ 13.17

О.М. Білякович, В.П. Коба, Л.В. Курбет
ОСНОВНІ ЗАКОНОМІРНОСТІ ЗМІНИ ЯКІСНОГО СТАНУ МАСТИЛЬНИХ МАТЕРІАЛІВ У ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТРИБОСПОЛУЧЕНЬ (ОГЛЯД) 13.21

В.В. Щепетов, В.В. Варюхно, Є.Ю. Євсюков, С.М. Лапач
МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ЗНОШУВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ, ОТРИМАНИХ ДЕТОНАЦІЙНИМ МЕТОДОМ 13.25

Dmitro Scherbyna, Sergey Maximov, Tatiana Kramarenko, Esien Novruzov
EFFECTIVENESS AND FUNCTIONALITY OF THE FLIGHT CONDITIONS SIMULATION CHAMBER 13.30

V.V. Shepetov, O.U. Sydorenko, I.S.Khmelevska
DETONATION COVERINGS ON BASIS OF $FeAl_2$ FOR PROTECTION OF FRICTION UNITS AGAINST WEAR PROCESSES 13.32

В.И. Лычик
СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ОРГАНИЗАЦИИ НАЗЕМНОГО ДВИЖЕНИЯ В АЭРОПОРТАХ 13.36

Н.В. Машинська, О.В. Калиновський
ЄВРОПЕЙСЬКИЙ ДОСВІД ВИКОРИСТАННЯ ХІМІЧНОГО РЕАГЕНТУ ДЛЯ БОРОТЬБИ З ОЖЕЛЕДИЦЕЮ 13.40

А.А. Калиничев, А.В. Варюхно, А.Ю. Сидоренко
ГЛОБАЛЬНЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОПОРТОМ 13.44

Т.І. Кузьменко, Є.О. Баранівський
СТРАТЕГІЯ ЗАСТОСУВАННЯ ПРОТИЛЬОДОВИХ РІДИН НА СУЧАСНОМУ ЕТАПІ 13.48

Н.В.Машинська, Т.І.Кузьменко, Б.О.Островський
ТЕХНОЛОГІЯ ВИКОРИСТАННЯ ХІМРЕАГЕНТІВ В ДП МА «БОРИСПІЛЬ» 13.51

Секція 14. Міцність та втомленість повітряних суден

Н.С. Кулик, А.Г. Кучер, В.Е. Мильцов
МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ ПРИ ДЕЙСТВИИ СПЕКТРА НАГРУЗОК 14.1

Miroslav LOŠŤÁK, Miloslav PETRÁSEK, Michal ŠTEFAŇÁK, D.N. Kostenyuk,
STRESS ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURE DAMAGED BY TERRORIST ATTACK 14.8

С.Р. Ігнатович, М.В. Карускевич
ОЦІНКА ВИЧЕРПАННЯ РЕСУРСУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА ПАРАМЕТРАМИ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ ПОВЕРХНІ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ І СЕНСОРІВ ВТОМИ 14.12

Т.П. Маслак, І.М. Журавель
ФРАКТАЛЬНІ МОДЕЛІ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ 14.16

Л.Х. Талыблы
ОБ ОДНОМ КРИТЕРИИ НЕСТАЦИОНАРНО ЦИКЛИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ ТЕЛ, УЧИТЫВАЮЩЕМ НАЛИЧИЕ ИНКУБАЦИОННОГО ПЕРИОДА РАЗРУШЕНИЯ 14.20

В.Ф. Павлов, В.А. Кирпичёв, В.С. Вакулюк, А.В. Чирков, ассистент,
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ РАЗЛИЧНОГО ДИАМЕТРА ИЗ СПЛАВА Д16Т 14.24

V. Pavelko, I. Ozolinsh, S. Kuznetsov, I. Pavelko
ELECTROMECHANICAL IMPEDANCE FOR STRUCTURAL HEALTH MONITORING 14.28

V.Pavelko , I.Pavelko E. Ozolinsh, S. Kuznetsov
FATIGUE CRACK OPEN EFFECT TO LAMB WAVE IN THIN AL SHEET 14.32

V.Pavelko, I.Pavelko E. Ozolinsh, S. Kuznetsov, I. Ozolinsh
STRESS STATE AND STRENGTH OF THE PIEZOCERAMICS AT STATIC LOAD 14.36

С.С. Юцкевич, Е.Ю. Дорошенко, А.В. Башта
ФОРМИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА НА ПОВЕРХНОСТИ СПЛАВА Д16АТ ПРИ СЛУЧАЙНОМ РЕЖИМЕ НАГРУЖЕНИЯ 14.40

О.М. Масько, В.В. Сухов
ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ НА МАСУ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА 14.44

М.М. Кундрат
ГРАНИЧНА РІВНОВАГА ПЛАСТИНИ З СИСТЕМОЮ ГНУЧКИХ ПІДКРІПЛЕНЬ 14.48

М.В. Карускевич, С.В. Щепак, Е.Н. Бердникова, О.С. Кушнарева
ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ПЛАКИРОВАННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ 14.52

Н.І. Бурау, С.Р. Ігнатович, С.І. Йовенко, В.В. Ратинський
ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДІВ ВІБРОАКУСТИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ ДЛЯ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ 14.56

Н.І. Бурау, С.І. Йовенко, В.В. Ратинський
РЕЗУЛЬТАТИ ВІБРОАКУСТИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ ЛОПАТЕЙ НЕСУЧИХ ГВИНТІВ 14.60

О.А. Шевченко
КОМБІНОВАНИЙ МЕТОД РОЗРАХУНКУ ЖОРСТКОСТІ ВУГЛЕПЛАСТИКОВОЇ БАЛКИ ЗМІННОГО ПЕРЕРІЗУ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ 14.64

Секція 15. Сучасні технології підтримки льотної придатності повітряних суден

О.І. Богданович
ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГІЇ АКТИВАЦІЇ ХІМІЧНОГО МОДИФІКУВАННЯ «ШХ15» В АВІАПАЛИВІ «ТС-1». 15.1

В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов
МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ФОРМУВАННЯ ЛОГІСТИЧНОЇ ПІДТРИМКИ ПРОЦЕСІВ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ 15.5

Ю.П. Пучков, М.Ф. Молодцов
ВПЛИВ КОНСТРУКЦІЇ ВТУЛКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ 15.9

В.Е. Зимин, Д.В. Мошуренко, С.В. Зозуля
ВНЕДРЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ В ПРОЦЕССЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ 15.14

Б.О. Грязнов, Ю.С. Налімов, В.О. Какуєвицький, О.С. Тугарінов
ПІДВИЩЕННЯ МЕЖІ ВИТРИВАЛОСТІ І УСУНЕННЯ НЕДОПУСТИМОГО ПРОГИНУ КОЛІНЧАСТИХ ВАЛІВ ПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ МЕТОДОМ ПОЕЛЕМЕНТНОЇ ХОЛОДНОЇ ПРАВКИ 15.18

А.Д. Погребняк, М.М. Регульський, О.І. Юрченко, О.С. Тугарінов
ПРОГНОЗУВАННЯ ГРАНИЧНОГО СТАНУ ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПРИ БАГАТОЦИКЛОВОМУ АСИМЕТРИЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ 15.22

Л.А. Журавльова
ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА 15.26

О.А. Шевченко, А.В. Глоба
МЕТОД РЕМОНТУ ПОШКОДЖЕНЬ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З ВИКОРИСТАННЯМ КОМПЛЕКТУ ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ЗАСОБІВ 15.30

Г.П. Зубащенко, А.Г. Корченко, Н.В. Алейникова
ПРЕОБРАЗОВАНИЕ КУЛИСНОГО МЕХАНИЗМА В ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ ШАРНИРНЫЙ ЧЕТЫРЕХЗВЕННИК 15.34

Ю.М. Чоха, Є. А. Сапелюк
МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ СТРАТЕГІЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАТЕХНІКИ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ 15.38

Є.А. Сапелюк, І.В. Ткачова
ФОРМУВАННЯ БАЗИ ЗНАНЬ ТА ДАНИХ ЛІНГВІСТИЧНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ 15.42

В.С. Бутько, Е.Н. Сябрюк, В.П. Нетреба
ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАСОСА ПЕРЕМЕНОЙ ПОДАЧИ 15.46

В.Л. Кисель, Е.И. Барилюк, Г.И. Зайончковски,
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПРИВОДА ПНЕВМАТИЧЕСКОГО КЛАПАНА 15.50

О.Г. Кучер, П.О. Власенко
КОНТРОЛЬ І МОНІТОРИНГ ПОКАЗНИКІВ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОЇ НАДІЙНОСТІ ДВИГУНІВ СІМЕЙСТВА CFM-56, ЩО ЕКСПЛУАТУЮТЬСЯ В УКРАЇНІ 15.54

Ю.П. Пучков, М.Ф. Молодцов
ТЕНДЕНЦІЇ РОЗВИТКУ ВТУЛОК НЕСУЧИХ ГВИНТІВ ВЕРТОЛЬОТІВ 15.58

В.Є. Зімін, О.В. Орлов, В.П. Дуда
ВПРОВАДЖЕНЯ СТРАТЕГІЇ ОБ‘ЄДНАНИХ АВІАЦІЙНИХ РЕСУРСІВ В СИСТЕМУ УПРАВЛІННЯ ЗАПАСАМИ 15.62

А.Р. Алексанян
ОБОСНОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПРОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВС 15.66

Секція 16. Автоматизація та енергозбереження на транспорті

А.А. Сильнягин, С.В. Енчев
ВЕРОЯТНОСТНАЯ МОДЕЛЬ ИНФОРМАЦИОННО-РЕЗЕРВИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ СИГНАЛИЗАЦИИ О ПОЖАРЕ ВНУТРИ АВИАДВИГАТЕЛЯ 16.1

В.Н. Казак, А.Г. Огырь
АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА 16.5

Ю.А. Захарченко, В.І. Литвиненко
ОПТИМІЗАЦІЯ ПЛАНУВАННЯ ПРОЦЕСІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ЗА ДОПОМОГОЮ ШТУЧНИХ ІМУННИХ СИСТЕМ 16.9

16.13

О.К. Горбач, А.Й. Вакарова
АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ РАЗВИТИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.М. Воробьёв, В.А. Захарченко, С.С. Ильенко, Д.А. Щебетюк, В.Б. Мазуркевич, Е.В. Пастушенко
ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КАЧЕСТВА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ АВИОНИКИ 16.17

С.С. Ильенко
ОРГАНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАЦИИ И ИНДИКАЦИИ ВНУТРИКАБИННОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ЖИЗНЕННОМ ЦИКЛЕ 16.21

В.М. Воробьёв, В.В. Тихонов, А.А. Сильнягин, В.В. Козуб
МИНИМИЗАЦИЯ РИСКОВ ЭРГАТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «ЭКИПАЖ – ВОЗДУШНОЕ СУДНО – СРЕДА» НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ 16.25

В.М. Воробьёв, В.А. Захарченко, В.В. Козуб, Д.А. Щебетюк
МЕТОДЫ, МОДЕЛИ, ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ АВИОНИКИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА СТАДИИ ЗАМЫСЛА 16.29

В.М. Казак, І.С. Кошляк
АНАЛІЗ СПОСОБІВ ПРЕДСТАВЛЕННЯ ЗНАНЬ В СИСТЕМАХ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ 16.33

Т.А. Мазур, Ю.И. Шепелев, Д.О. Шевчук
МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И НАВЕДЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ 16.37

Ю.Т. Гуз, І.В. Прохоренко
ФОРМАЛІЗАЦІЇ ЗАДАЧ НАВЧАННЯ З КОНТРОЛЕМ І ЗАБУВАННЯМ НАВЧАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ 16.42

О.В. Самков, Т.І. Крамаренко, М.А. Васильєв, А.І. Кобулей
МЕТОДИКА ОБГРУНТУВАННЯ ВИМОГ ДО ЕРГАТИЧНОЇ ЛАНКИ В СИСТЕМІ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ З УРАХУВАННЯМ ТИПУ ІНФОРМАЦІЙНОГО МЕТАБОЛІЗМУ 16.46

В.В. Панин, С.В. Енчев, О.В. Попфалуши
МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОМПАЖА В КОМПРЕССОРАХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ФУНКЦИЙ УОЛША 16.50

О.В. Самков, Ю.А Захарченко, Л.В. Ничипоренко, Р.Т. Калакура
МЕТОДИКА УРАХУВАННЯ ВАГОМИХ ОЦІНОК ПОКАЗНИКІВ ДЛЯ ВИБОРУ ЗРАЗКІВ ЕНЕРГЕТИЧНОГО КОТЛОВОГО ОБЛАДНАННЯ 16.54

В.Н. Шмаров, Р.Е. Костюник, А.В. Стельмах
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПРЕССИОННО-ВАКУУМНЫХ ПРОЦЕССОВ ТРЕНИЯ СКОЛЬЖЕНИЯ 16.58

В.Н. Шмаров, А.В. Стельмах, Р.Е. Костюник, Р.А. Шевченко.
ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССА ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ 16.62

В.Н. Шмаров, А.В. Стельмах
УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПРИЕМО-СДАТОЧНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ 16.66

Секція 17. Аеродинаміка та безпека польотів

Джуваров Рамиз Паша оглы ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ РАДИОЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННОГО ТУМАНА НА АПШЕРОНСКОМ ПОЛУОСТРОВЕ	17.1
Шафран Кшыштоф УПРАВЛЕНИЕ ОБЪЕКТОМ С РЕВЕРСНОЙ УСТАНОВКОЙ ТЯГИ – ВЛИЯНИЕ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА.	17.3
Е.П. Ударцев, А.И. Жданов, А.В. Швец МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ КРЫЛА В ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ	17.7
Є.П. Ударцев, О.І. Жданов, О.Г. Щербонос ВПЛИВ ВИХРОГЕНЕРАТОРІВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА	17.11
Т.Є. Ударцева ДІАГНОСТИКА ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ ЛЬОТЧИКІВ НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ ПОКАЗНИКІВ РУХОВИХ РЕАКЦІЙ	17.15
С.О. Іщенко, В.М. Сусанов ВИРІШЕННЯ ПРОБЛЕМИ ПІДГОТОВКИ ПІЛОТІВ В АВІАЦІЙНИХ НАВЧАЛЬНИХ ЗАКЛАДАХ ЦА УКРАЇНИ – ЗАПОРУКА ПІДВИЩЕННЯ РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ	17.19
Л.И. Гречихин, А.М. Анохин, А. Л. Гущин, А.А. Нарушевич ОВАЛЬНОЕ КРЫЛО САМОЛЕТА	17.24
О.В. Бондар КОМПЛЕКСНИЙ ПІДХІД ДО ОЦІНКИ НЕРІВНОМІРНОГО РОЗПОДІЛУ ПОЛЯ ІНДУКТИВНИХ ШВИДКОСТЕЙ ПО ДИСКУ АВТОРОТУЮЧОГО НЕСУЧОГО ГВИНТА	17.32
О.М. Бердник, Є.О. Гаєв АЛГЕБРАЇЧНА МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ДЛЯ ТРУБИ З ЛЕГКОПРОНИКНОЮ ШОРСТКІСТЮ НА СТІНКАХ	17.36
Кулиев Гаджиага Имангулу оглы, Сафаров Сурхай Гасан оглы ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ТРОПОСФЕРЫ НАД АЗЕРБАЙДЖАНСКИМ СЕКТОРОМ КАСПИЙСКОГО МОРЯ	17.41
Т.В. Шипитяк, О.Є. Прокопенко АЛЬТЕРНАТИВНИЙ ПІДХІД ДО БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ НА ОСНОВІ СУБ'ЄКТИВНОГО АНАЛІЗУ	17.45
Beata Fałda, Jozef Zajac THE ECONOMIC EFFECTIVENESS OF AIR NAVIGATION CHARGES FOR SERVICES PROVIDED BY THE POLISH AIR NAVIGATION SERVICES AGENCY (PANSA)	17.49
Jerzy Józwik, Arkadiusz Tofil. SELECTED MACHINING PROBLEMS OF MATERIALS USED IN AVIATION	17.53

СЕКЦІЯ 7.

АЕРОНАВІГАЦІЯ

УДК 656.7.084:519.21:004.94(043.2)

В.П. Харченко, д.т.н., В.О. Дубко, д.ф.-м.н., Д.В. Васильєв, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОДЕЛЮВАННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ З УРАХУВАННЯМ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ПРОГНОЗОВАНОГО ПОЛОЖЕННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ ПРИ ОБМЕЖЕНИХ ШВИДКОСТЯХ ПОЛЬОТУ

Побудовано математичну модель, яка описує рух повітряного корабля без компенсації дії випадкових збурень на курс та швидкість польоту при її обмеженості. Шляхом статистичного моделювання досліджено характеристики конфліктної ситуації між повітряними кораблями з урахуванням невизначеності прогнозування їх положення.

За умов підвищення щільності повітряного руху зростає вірогідність виникнення конфліктних ситуацій між повітряними кораблями (ПК). Важливою задачею є виявлення та розв'язання конфліктних ситуації з урахуванням невизначеності прогнозованого положення ПК у режимі реального часу.

Відомі імовірнісні методи, які застосовуються для виявлення конфліктних ситуацій у автоматизованих системах керування повітряним рухом, базуються на використанні апріорної інформації про статистичні характеристики відхилень ПК від планової траєкторії польоту в поздовжньому, бічному та вертикальному напрямках [1].

Метою роботи є побудова математичної моделі, яка описує рух ПК з урахуванням впливу випадкових збурень на курс і швидкість польоту при її обмеженості, та моделювання конфліктної ситуації з використанням такої моделі.

Розглядаються конфліктні ситуації, що виникають між двома ПК, які виконують політ на одному ешелоні: перший ПК летить з курсом ψ_1 та шляховою швидкістю V_1, другий – з курсом ψ_2 та шляховою швидкістю V_2 (рис. 1).

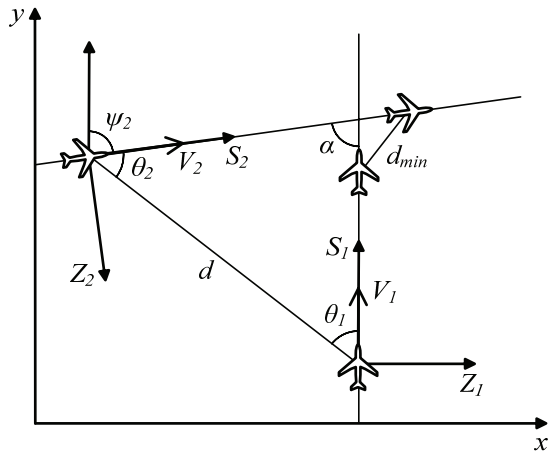


Рис. 1. Геометрична схема виникнення конфліктної ситуації між ПК

Невизначеність при прогнозуванні місцеположення ПК обумовлюють випадкові збурення, які впливають на відхилення від планової траєкторії польоту. Приймається, що відхилення від заданої шляхової швидкості польоту є випадковим процесом ν_V з рівномірним розподілом, а відхилення напряму вектора шляхової швидкості відносно лінії заданого шляху (ЛЗШ) є випадковим процесом ν_φ з нормальним розподілом. Відхилення вважаються незалежними, а їх статистичні характеристики постійними.

За такої постановки задачі для опису процесу польоту ПК можна застосувати SHCS-ряди (Stochastic Hierarchically Correlated Series – стохастичні ієрархічно-корельовані серії) [2]. Тоді математична модель, яка описує рух ПК без компенсації дії випадкових збурень у частково-ортодромічній системі координат (рис. 2), буде мати вигляд:

$$\begin{cases} S(t) = \sum_{i=1}^{n(t)} V_i \Delta t \cos\varphi_i, \\ Z(t) = \sum_{i=1}^{n(t)} V_i \Delta t \sin\varphi_i, \end{cases} \quad (1)$$

де $V_i = V_{i-1} + \nu_{V\,i}$ – шляхова швидкість для моменту часу t_i; $\varphi_i = \varphi_{i-1} + \nu_{\varphi_i}$ – кут між вектором шляхової швидкості та ЛЗШ в моменту часу t_i; $n(t)$ – кількість дискрет, підпорядкована закону Пуассона; Δt – крок дискретизації. Зауважимо, що модель (1) не є марківською.

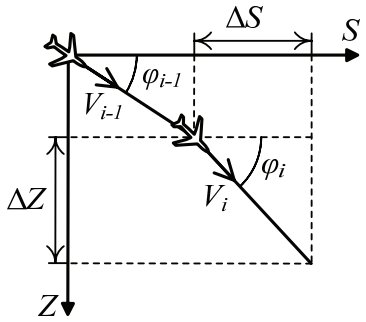


Рис.2. Відхилення ПК від планової траєкторії польоту

Для дослідження характеристик конфліктних ситуацій шляхом статистичного моделювання використовується модель з фіксованою кількістю дискрет n:

$$\begin{cases} S(t_n) = \sum_{i=1}^{n} V_i \Delta t \cos\varphi_i, \\ Z(t_n) = \sum_{i=1}^{n} V_i \Delta t \sin\varphi_i, \end{cases} \quad (2)$$

при цьому наявність випадкової зміни шляхової швидкості $\nu_{V\,i}$ і курсу польоту ν_{φ_i} у кожний момент часу t_i є випадковими подіями, підпорядкованими закону Пуассона з інтенсивністю λ.

Відстань між ПК d_i у кожний момент часу t_i буде випадковою величиною і визначається у єдиній системі координат з рівняння:

$$d_i = \sqrt{(x_{1_i} - x_{2_i})^2 + (y_{1_i} - y_{2_i})^2}\,, \quad (3)$$

де x_{1_i}, y_{1_i} – координати першого ПК; x_{2_i}, y_{2_i} – координати другого ПК.

Імовірність виникнення конфліктної ситуації P_C визначається як імовірність того, що мінімальна відстань між двома ПК $d_{\min}$ стане меншою встановленої безпечної мінімальної відстані d_S (норми ешелонування).

В роботі виконано статистичне моделювання характеристик конфліктної ситуації, шляхом виконання 10000 реалізацій процесів польоту ПК у інтервалі часу $t \in [0;300]$ с з кроком дискретизації $\Delta t = 1$ с. Дані, які використовувалися для моделювання, наведено в табл. 1.

Таблиця 1 – Дані для моделювання конфліктної ситуації

Параметр	ПК1	ПК2
Курс ψ	10^o	80^o
Шляхова швидкість V	240 м/с	220 м/с
Початкові координати $(x_0; y_0)$	(50;0) км	(0;45) км
Інтенсивність λ	0,1	
Характеристики випадкової зміни швидкості ν_V	Рівномірний розподіл: $\mu = 0, \sigma = 1$ м/с	
Характеристики випадкової зміни курсу ν_φ	Нормальний розподіл: $\mu = 0, \sigma = 10'$	

Результати моделювання показали, що математичні сподівання прогнозованих значень координат положення ПК є близькими до розрахованих без урахування впливу випадкових збурень. Середньоквадратичні відхилення похибок прогнозування положення збільшуються зі збільшенням часу прогнозу (табл. 2).

Таблиця 2 – Результати прогнозування положення ПК

Параметр		Момент часу $t_1 = 100$ с		Момент часу $t_2 = 260$ с	
		ПК1	ПК2	ПК1	ПК2
Математичне сподівання прогнозованого значення координат	μ_S, м	23996	22002	62380	57214
	μ_Z, м	0,07	1,39	-1,6	6,02
Координати без урахування впливу випадкових збурень	S, м	24000	22000	62400	57200
	Z, м	0	0	0	0
Середньоквадратичне відхилення похибки прогнозування	σ_S, м	181,07	178,16	746,06	743,96
	σ_Z, м	125,74	114,27	518,71	479,14

На рис. 3 представлені області невизначеності, побудовані шляхом відображення місцеположення ПК у момент часу t_2 для кожної реалізації. Отримані області невизначеності обмежені еліпсами, велика вісь яких орієнтована уздовж напрямку польоту ПК, а мала вісь – у поперечному напрямку. Центри еліпсів мають координати, які дорівнюють математичним сподіванням координат положення ПК $(\mu_x(t_2); \mu_y(t_2))$ у момент часу t_2, довжина великих півосей дорівнює $a = 3\sigma_S(t_2)$, а довжина малих півосей $b = 3\sigma_Z(t_2)$.

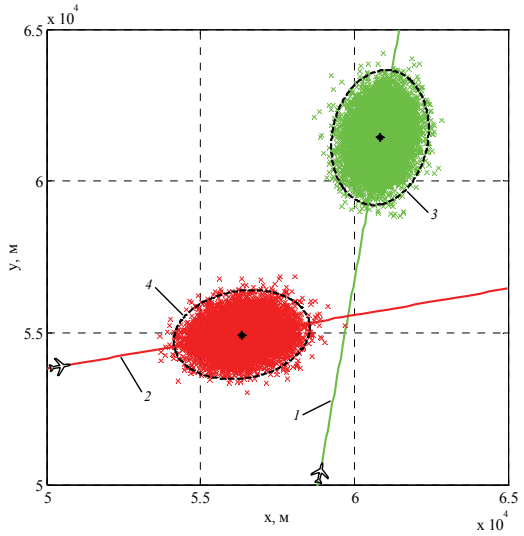
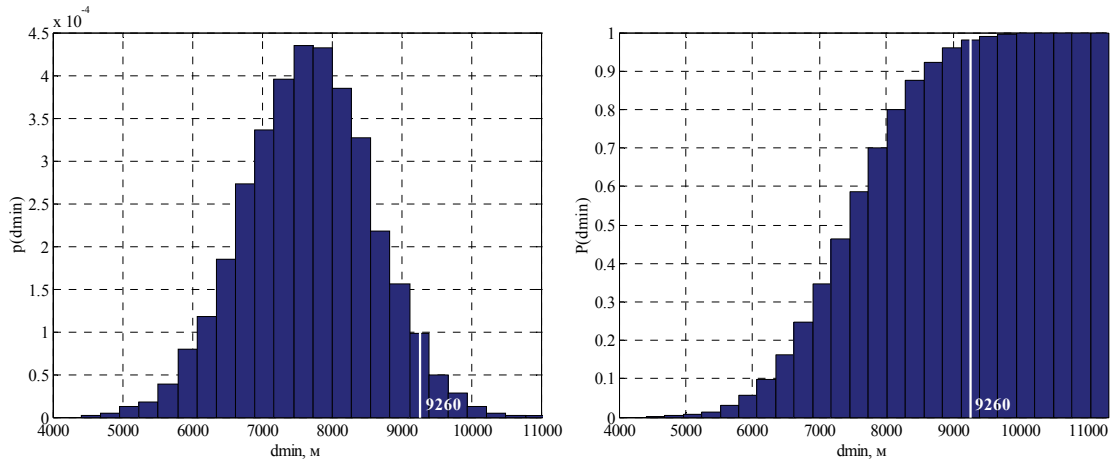


Рис. 3. Прогнозоване положення ПК для моменту часу t_2: 1, 2 – планові траєкторії польоту; 3, 4 – еліпси похибок прогнозування.

За результатами статистичного моделювання оцінено характеристики конфліктної ситуації. Математичне сподівання прогнозованої мінімальної відстані між ПК дорівнює $\mu_{D_{\min}} = 7661{,}51$ м, середньоквадратичне відхилення $\sigma_{D_{\min}} = 914{,}08$ м. Математичне сподівання часу найбільшого зближення ПК дорівнює $\mu_{t_{\min}} = 252{,}84$ с, а середньоквадратичне відхилення $\sigma_{t_{\min}} = 3{,}06$ с. Оцінені значення є близькими до розрахункових при прогнозуванні без урахування впливу випадкових факторів, коли час найбільшого зближення ПК дорівнює $t_{\min 0} = 252{,}79$ с і мінімальна відстань між ПК дорівнює $d_{\min 0} = 7691{,}85$ м.

Також отримано емпіричні розподіли значень прогнозованої мінімальної відстані між ПК та часу їх найбільшого зближення (рис. 4–5).



а) б)

Рис. 4. Розподіл значень мінімальної відстані між ПК: а) гістограма щільності розподілу; б) кумулятивна гістограма розподілу.

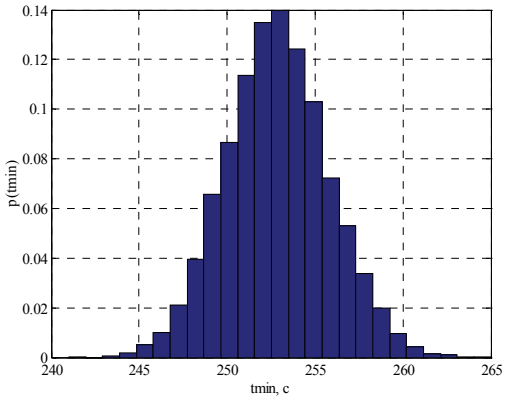


Рис. 5. Гістограма щільності розподілу значень часу найбільшого зближення ПК.

При моделюванні приймалась стандартна норма ешелонування $d_S = 9260$ м (5 морських миль). Оцінене значення імовірності виникнення конфліктної ситуації становить $P_C = 0{,}9615$.

Висновки

При оцінюванні імовірності виникнення конфліктної ситуації доцільно враховувати вплив випадкових факторів на відхилення ПК від заданої швидкості та курсу польоту. При цьому для опису процесів польоту можуть використовуватися тригонометричні SHCS-ряди.

Застосування запропонованої в роботі моделі руху ПК забезпечує обмеження значення швидкості польоту і дозволяє отримати функцію розподілу мінімальної відстані між ПК у інтервалі з кінцевими межами. Модель може бути використана для перевірки ефективності різних методів керування ПК при розв'язанні конфліктних ситуацій.

Список літератури

1. *Paielli R.A.* Conflict Probability Estimation for Free Flight / R.A. Paielli, H. Erzberger // Journal of Guidance, Control and Dynamics. – 1997. – Vol. 20, No. 3. – P. 588–596.

2. *Дубко В.А.* SHCS-ряды и их применение для обобщения, классификации и моделирования случайных гармонических процессов: препринт № 154 / В.А. Дубко, Е.В. Карачанская; Вычислительный центр ДВО РАН. – Хабаровск: Изд-во Тихоокеан. гос. ун-та, 2010. – 31 с.

УДК 629.735.05:621.396.933

В.Г. Мелкумян, д.т.н, професор, Т.Л. Малютенко, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ КООРДИНАТНИХ ВИЗНАЧЕНЬ НА ОСНОВІ ВИМІРЮВАННЯ ФАЗИ НЕСУЧОЇ СИГНАЛІВ ГЛОБАЛЬНОЇ НАВІГАЦІОННОЇ СУПУТНИКОВОЇ СИСТЕМИ

У даній роботі розглядається можливість використання фази несучої сигналів супутникової навігаційної системи для підвищення точності координатних вимірювань.

Супутникова навігація базується на вимірюваннях кодових псевдо відстанях, які описуються наступною формулою:

$$P^k = \rho^k + c(dt - dT^k) + d\rho^k + d_{ion}^k + d_{trop}^k + \varepsilon_p^k, \qquad k=1,\ldots,n, \tag{1}$$

де k – індекс, який позначає k-й навігаційний супутник спостережуваного сузір'я;

n – кількість супутників в спостережуваному сузір'ї;

P^k - кодова відстань до k – ого супутника;

ρ^k - геометрична відстань до k – ого супутника;

dt, dT^k - похибки годинників приймача ГНСС і k – ого супутника;

d_{ion}^k - похибка, яка зумовлена затримкою сигналу в іоносфері;

d_{trop}^k - похибка, яка зумовлена рефракцією сигналу в тропосфері;

$d\rho$ - орбітальна похибка, яка зумовлена неточними значеннями ефемерид орбіти k – ого супутника;

ε_p^k - похибка, яка зумовлена апаратурним (тепловим) шумом приймача ГНСС та явищем багатопроменевості.

Аналізуючи вираз (1) випливає, що точність визначення координат кодових псевдо відстаней визначається цілим рядом похибок. Сумарний ефект цих похибок значно впливає на точність визначення координат, що робить неможливим досягти більш високої точності при заходах на посадку в складних погодніх умовах.

Крім кодового способу вимірювання відстаней між вимірюваною точкою і навігаційними супутниками ГНСС можливий підхід, який базується на використанні зміни значення фази несучої сигналів навігаційних супутників при проходженні шляху від навігаційних супутників до приймача ГНСС в вимірюваній точці, оскільки добуток довжини хвилі несучої λ на зміну значення фази дорівнює шляху поширення сигналу.

Значення зміни величини фази несучої на вході приймача ГНСС описується наступним виразом:

$$\psi(t) = Frag\psi + \operatorname{int}\psi(t_0, t) + N(t_0), \tag{2}$$

де $\psi(t)$ - інтегральна фаза несучої (в циклах) в момент часу $t \succ t_0$;

t_0 - момент часу початку вимірювання фази на вході приймача ГНСС;

$N(t_0)$ - кількість повних циклів фази на момент часу t_0;

$Frag\psi$ - дробова частина повного циклу зміни фази;

$\operatorname{int}\psi(t_0, t)$ - кількість повних циклів фази в інтервалі часу $t_0 ... t$.

Апаратура приймачів ГНСС здатна з високою точністю використовуючи фазову автопідстройку, вимірювати дробову частину фази $Frag\psi$ та число повних циклів фази $N(t_0, t)$, які мали місце після початку процесу вимірювання, але не може визначати кількість повних циклів фази $N(t_0)$ до початку процесу вимірювань, тобто при поширенні сигналу від

навігаційного супутника до приймача ГНСС. Зазвичай величину $N(t_0)$ називають невизначеністю фази несучої або фазовою невизначеністю.

Оскільки приймач ГНСС вимірює значення $N(t_0)$ та $Frag\psi$, то рівняння (2) спрощується і набуває наступний вигляд:

$$\psi(t) = \Psi + N(t_0), \qquad (3)$$

де $\psi = Frag\psi + N(t_0, t)$.

Значення фази несучої сигналів навігаційних супутників розглядається як сума нецілочислової кількості циклів фази ψ, вимірюваної приймачем ГНСС, та цілочислового значення фазової невизначеності $N(t_0)$.

Зазвичай фаза несучої сигналів навігаційних супутників моделюється в метричній формі, тобто перемножується на значення довжини хвилі несучої і таким чином є по суті значенням псевдо відстані між навігаційним супутником та приймачем ГНСС. Для визначеності псевдовідстані, обчислені шляхом перемноження значень довжини хвилі несучої та інтегральної фази в циклах, надалі по тексту іменуються фазовими псевдо відстанями. Аналогічно кодовим псевдовідстаням фазові псевдовідстані при достатній їх кількості дозволяють здійснити координатні визначення вимірюваної точки.

Фазові псевдо відстані моделюються наступним рівнянням:

$$\Phi^k = \rho^k + c(dt - dT^k) + d\rho^k - d_{ion}^k + d_{trop}^k + \lambda N^k + \varepsilon_\psi^k = \lambda\Psi^k, \qquad (4)$$

де Φ^k - фазова псевдо відстань до k-ого супутника спостережуваного сузір'я із n навігаційних супутників;

Ψ^k - виміряне приймачем значення фази несучої сигналу k-ого супутника;

λ - довжина хвилі несучої;

ρ^k - геометрична відстань між вимірюваною точкою і k-им навігаційним супутником;

d_{ion}^k - похибка, зумовлена затримкою сигналу k-ого супутника іоносферою;

d_{trop}^k - похибка, зумовлена рефракцією сигналу k-ого супутника в тропосфері;

$d\rho^k$ - орбітальна похибка, зумовлена неточністю прогнозованих орбіт k-ого навігаційного супутника;

dt, dT^k - похибки годинників приймача ГНСС користувача і k-ого супутника;

N^k - кількість повних циклів інтегральної фази в момент вимірювання приймачем ГНСС користувача сигналу k-ого супутника;

ε_ψ^k - похибка, зумовлена фазовим шумом приймача ГНСС користувача та явищем багатопроменевості.

Із порівняння моделей кодових і фазових псевдо відстаней, тобто виразу (1) і виразу (4), випливає, що вони включають в свій склад ряд одних і тих же компонентів за винятком таких компонент як λN, ε_ρ та ε_ψ. Особливість фазових вимірювань псевдо відстаней є не лише наявність в моделі фазових псевдо відстаней додаткової компоненти λN, а суттєва різниця значень ε_ρ та ε_ψ. Якщо у випадку кодових вимірювань псевдо відстаней похибка ε_ρ є в кращому випадку субметрового рівня, то максимальне значення похибки ε_ψ при фазових вимірюваннях псевдо відстаней не перевищують 5 см, оскільки похибка, обумовлена фазовим шумом приймача ГНСС не перевищує 2 мм, а похибка, обумовлена явищем багатопроменевості не перевищує $0{,}25\lambda$, тобто 5см. Отже при наявності значень кількості повних циклів фази N^k у випадку вимірювання фазових псевдо відстаней забезпечується автоматично більш висока точність координатних визначень, ніж випадку вимірювань кодових псевдо відстаней.

Якщо є визначеними точні цілочислові значення фазових невизначеностей N^k, які зазвичай іменують фіксованими значеннями фазових невизначеностей, то система рівнянь (4) трансформується в систему рівнянь:

$$\Phi^k - \lambda N^k - \rho^k = c(dt - dT^k) - d^k_{ion} + d^k_{trop} + d\rho^k + \varepsilon_\psi . \qquad (5)$$

Згідно з рівнянням (5) в автономному режимі супутникової навігації при вимірюваннях не кодових, а фазових псевдо відстаней підвищення точності координатних визначень не буде суттєвим, оскільки сумарна похибка фазових вимірювань псевдовідстаней визначається в основному значеннями похибок $d\rho$, d_{ion}, d_{trop}.

У випадку диференційного режиму супутникової навігації практично усуваються (на відстанях від базової станції, при яких не наступає суттєва деградація просторової кореляції) похибки $d\rho$, d_{ion}, d_{trop}, dT і система рівнянь (5) перетворюється в систему рівнянь:

$$\Phi^k - \lambda N - \rho^k = \varepsilon_\psi . \qquad (6)$$

Оскільки максимальне значення ${\varepsilon_\psi}^k$, як показано вище, не перевищує 5 см, то із (6) випливає, що при диференційному режимі супутникової навігації і фазових вимірюваннях псевдо відстаней можливо значно підвищити точність вимірювання координат.

Алгоритми реалізації координатних визначень при фазових вимірюваннях псевдо відстаней і наявності фіксованих значень фазових невизначеностей в диференційному режимі аналогічні алгоритмам оцінки координатних вимірюваної точки на основі вимірювань кодових псевдо відстаней.

При формуванні диференційної коригуючої інформації базової станції в формі диференційних корекцій до вимірюваних приймачем ГНСС користувача фазових псевдовідстаней алгоритм включає в себе наступні етапи:

1. Формування базовою станцією диференційних корекцій $\Delta\Phi^k$ згідно виразу:

$$\Delta\Phi^k_1 = -cdT^k - d^k_{ion,1} + d^k_{trop,1} + d\rho^k_1 + \lambda N^k_1 + \varepsilon^k_{\psi,1}, \qquad k = 1,2,\ldots, \text{n} \qquad (7)$$

де N^k_1 - фіксоване значення фазових невизначеностей;

n – кількість спостережуваних навігаційних супутників;

1 – індекс, який позначає базову станцію.

2. Коригування виміряних приймачем ГНСС користувача фазових псевдо відстаней Φ^k_2

(індекс 2 позначає приймач ГНСС користувача) з подальшим формуванням системи відкоригованих псевдо відстаней

$$\hat{\Phi}^k_2 = \Phi^k_2 - \Delta\Phi^k_1 , \; k = 1,2,\ldots, \text{n}. \qquad (8)$$

При умові просторової корекції орбітальної, тропосферної та іоносферної похибок і наявності фіксованих значень фазових невизначеностей система рівнянь трансформуються в наступну систему рівнянь:

$$\hat{\Phi}^k_2 = \rho^k_2 + \lambda(N^k_2 - N^k_1) + \sqrt{\varepsilon^2_{\psi 1} + \varepsilon^2_{\psi 2}}, \qquad (9)$$

де N^k_2 - фіксовані значення фазових невизначеностей виміряних приймачем ГНСС користувача фазових псевдовідстаней.

3. Лінеаризація системи рівнянь (8) або (9) та обчислення згідно стандартної процедури

методу найменших квадратів.

4. Обчислення координат вимірюваної точки та обчислення точності оцінки координат

вимірюваної точки з врахуванням геометрії спостережуваного сузір'я шляхом перемноження дисперсії вимірювань фазових псевдо відстаней на відповідні діагональні елементи матриці $\left[A^T CA\right]^{-1}$.

При формуванні базовою станцією диференційної коригуючої інформації в складі координат станції та вимірюваних фазових псевдо відстаней алгоритм здійснення координатних визначень вимірюваної точки приймачем ГНСС користувача включає наступні етапи:

1 На основі даних диференційної коригуючої інформації обчислення значень подвійних різниць фазових псевдо відстаней, виміряних базовою станцією та приймачем ГНСС приймача користувача:

$$\nabla\Delta\Phi_{12}^{kl} = \Phi_1^k - \Phi_1^l - \Phi_2^k + \Phi_2^l, \qquad k,l = 1,\ldots\ldots, \text{n}. \quad (10)$$

де $\nabla\Delta\Phi_{12}^{kl}$ - подвійна різниця фазових псевдо відстаней для k-ого та l-ого супутників спостережуваного сузір'я;

Φ_1^k, Φ_1^l - фазові псевдовідстані, виміряні базовою станцією до k-ого і l-ого супутників відповідно;

Φ_2^k, Φ_2^l - фазові псевдо відстані, виміряні приймачем ГНСС користувача до k-ого та l-ого супутників відповідно.

2 Обчислення елементів розрахункової матриці А та кількість спостережуваних супутників n, а також обчислення елементів вагової матриці С.

3 Обчислення значень складових вектору бази $\hat{X}$ згідно з виразом

$$\hat{X} = (A^T CA)^{-1} A^T C\Phi_{12}^{kl}. \quad (11)$$

4 Оцінка координат вимірюваної точки.

5 Оцінка точності координатних визначень.

Висновки

При здійсненні в реальному часі координатних визначень на основі вимірюваних псевдовідстаней, як випливає із вище приведених матеріалів, потенційно можливо підвищити точність до сантиметрового рівня. Для забезпечення сантиметрової точності координатних визначень на основі вимірювань фазових псевдовідстаней необхідними є наявність просторової кореляції орбітальних, іоносферних, тропосферних похибок та наявність високоточних (фіксованих) значень фазових невизначеностей.

Список літератури

1. Конин В.В, Харченко В.П.,. Системы спутниковой навигации. К.: Холтех, 2010.-520 с.

2. Lachepelle G. GPS theory and application // ENGO 625 Lecture Notes, Department of Geomatics Engineering, the University of Calgary, 2000.

3. Langly R.B. GPS Receivers and the observables // GPS for Geodesy, Eds P.J.G. Teunissen, A. Kleusberg, Springer, 1996.

4. Milbert D. Influence of Pseudorange Accurasy on Phase Ambiquity Resolution in Various GPS Modernization Scenarios // Navigation, vol. 52, no.1, 2005.

УДК 621.6.667.49

Э.А. Ковалевский, к.т.н. (Национальный авиационный университет, Украина)

ПОДАВЛЕНИЕ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ПОМЕХИ В ОДНОМ КЛАССЕ АДАПТИВНЫХ АНТЕНН РАДИОНАВИГАЦИИ

Рассмотрен программный способ подавления широкополосной помехи адаптивной антенной с измерением углов прихода помехи. Проведено математическое моделирование. Оценена эффективность способа.

Введение

Одной из актуальных проблем является необходимость повышения помехоустойчивости аппаратуры пользователей СРНС. Действенным способом решения проблемы признано применение адаптивных антенн. Интенсивно адаптивные антенны (АА) стали разрабатываться в 90-е годы прошлого столетия в связи с требованием МО США значительно повысить помехоустойчивость аппаратуры GPS. К настоящему времени многие образцы АА используются во всех видах военной техники.

Эффективность подавления помехи АА, помимо прочих факторов, существенно зависит отее широкополосности. Так согласно выражению, приведенному в [1], для АА с 2-х элементной антенной решеткой (АР) коэффициент подавления помехи при увеличении ширины спектра до 10 МГц уменьшается на 6 дБ. Причем эта зависимость имеет явно нелинейный характер.

Суть заключается в том, что комплексные весовые коэффициенты, рассчитанные по алгоритму адаптации для частоты ω_1 помехи, не будут являться таковыми для составляющей частоты ω_2, так как нули диаграммы направленности (ДН) решетки смещаются при изменении значения частоты. Отсюда следует, что для обеспечения формирования нуля ДН для всех частот спектра помехи требуется для каждой частоты свое значение комплексного весового коэффициента. Распространенным способом решения этой задачи является использование трансверсального фильтра. Такой фильтр реализуется подключением к элементу антенной решетки многоотводной линии задержки, сигнал с каждого отвода которой подается на свой вектор-модулятор (ВМ), а выходные сигналы ВМ на сумматор. Эффективность такого способа тем выше, чем больше отводов линии задержки (следовательно, ВМ) и чем чаще располагаются отводы. Способ прост, но требует аппаратурного усложнения АА.

Для АА, весовые коэффициенты вкоторой рассчитываются с учетом измеренных углов прихода помехи [2], представляется возможность решить задачу подавления широкополосной помехи программным способом..

В настоящей работе рассматривается такой способ и исследуется при помощи математического моделирования.

Формализация способа подавления широкополосной помехи

Для рассматриваемого класса АА весовые коэффициенты адаптации рассчитываются после измерения углов прихода помехи путем решения системы уравнений:

$$W = \Phi^{-1} \cdot \mathrm{B}, \tag{1}$$

где W - вектор весовых коэффициентов;

$$\Phi = \begin{cases} \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_i\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_n\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\theta\cdot k} \end{cases} \tag{2}$$

Φ - матрица фазоров полезных сигналов и помехи по элементам для линейной АР;

d, λ –шаг и длинна волны, соответствующая средней частоте полосы частот АР;

α_i, θ - углы прихода сигналов и помехи;

N - число элементов АР;

B - вектор-столбец с “1” и “0”в строках , соответствующих сигнальным и помеховой строке матрицы Φ.

Решение системы (1) при матрице Ф вида (2) обеспечивает формирование провала ДН для сигнала помехи с частотой $\frac{\lambda}{c}$ (c - скорость света), пришедшего под углом θ.

Для того, чтобы весовые коэффициенты реагировали на составляющие помехового сигнала с частотами $\frac{\lambda_i}{c}$, матрицу Ф следует дополнить строками с фазорами, формируемыми с учетом этих частот для направления θ.

При этом матрица приобретет вид:

$$\Phi = \begin{cases} \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_i\cdot k} \\ \cdots \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_n\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda_i}\cdot\sin\theta\cdot k} \\ \cdots \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda_n}\cdot\sin\theta\cdot k} \end{cases} \quad (3)$$

где $i = 1\ldots nf$, nf - число дискретных частот.

Методика и результаты исследования

Для исследования разработан комплекс моделей, реализующий формирование амплитудно-фазовых распределений сигналов и помехи по элементам АР, модель линейной АА с измерителем угла прихода помехи, адаптивными вычислителями весовых коэффициентов в соответствии с выражениями (1), (2), (3) и формирователями ДН антенны в адаптивном и обычном режимах работы.

Модель сигнала помехи для k-го элемента АР представлена в виде:

$$UP_k = \sum_{n=1}^{nf} U_n e^{-j(\frac{2\pi d}{\lambda_n}\cdot k\cdot\sin\theta+\delta f_n)},$$

где $U_n, \delta f_n$ - случайные числа, распределение по нормальному и равномерному законам соответственно;

λ_n - длина волны спектрального компонента помехи.

Показатель подавления помехи определен в виде:

$$K_p(\alpha) = GP(\alpha) - G(\alpha),$$

где $GP(\alpha), G(\alpha)$ - значения ДН в децибелах в направлении прихода сигнала α соответственно для адаптивного и обычного режимов системы.

Исследования проводились при следующих исходных данных: $N = 4$; $d/\lambda = 0{,}5$; $\lambda = 0{,}2$ м; $\alpha_1 = 20°$; $\alpha_2 = 30°$; $\alpha_3 = 80°$; $\theta = 50°$; амплитуды полезных сигналов равны 0,001; параметры нормального закона в модели помехи [0,1], равномерного $[-\pi, \pi]$;

$\lambda_i = \dfrac{c}{1{,}5 \cdot 10^9 \pm df_2}$; $df_1 = 1$ МГц; $df_2 = 2$ МГц; $df_3 = 3$ МГц; $df_4 = 5$ МГц; $df_5 = -1$ МГц; $df_6 = -2$ МГц; $df_7 = -3$ МГц; $df_8 = -5$ МГц.

Исследуем зависимость показателя подавления помехи от состава компонент модели широкополосной помехи. Результаты приведены в таблице, где K_{p1}, K_p – показатели подавления помехи в системах по предлагаемому алгоритму и алгоритму прототипа соответственно. При этом рассмотрены следующие варианты модели помехи по составу с длинами волн: вар.1 - $\lambda_1, \lambda, \lambda_5$; вар.2 - $\lambda_2, \lambda, \lambda_6$; вар.3 - $\lambda_3, \lambda, \lambda_7$; вар.4 - $\lambda_4, \lambda, \lambda_8$ и проведен расчет показателей для составляющих.

Таблица

вар. 1		вар. 2		вар. 3		вар. 4	
K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p
-168	-58	-153	-54	-142	-57	-129	-46
-162	-55	-146	-49	-136	-46	-123	-42
-163	-55	-146	-49	-136	-45	-123	-41

Анализ полученных данных показывает, что обе системы подавляют каждую из частотных составляющих помехи. Коэффициенты подавления уменьшаются с увеличением разноса частот дополнительных составляющих относительно центральной частоты АР. Коэффициенты подавления широкополосной помехи в предлагаемой АА значительно превышают показатели прототипа. Показатель подавления составляющей помехи центральной частоты предлагаемым способом равен сумме показателей подавления каждого из частотных компонент помехи АА прототипа.

Выводы

Как показали исследования, предложенный способ позволяет значительно повысить эффективность подавления многочастотной помехи в классе адаптивных антенн, в которых весовые коэффициенты вычисляются с учетом измеренных углов помехи.

Способ реализуется программно и не требует увеличения аппаратного состава адаптивной антенны. Эффективность повышается с увеличением числа элементов антенной решетки.

Список литературы

1.Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки. Введение в теорию. - М.: Радио и связь,1986.-448с.

2. Ковалевський Е.О., Конін В.В., Харченко В.П. Адаптивна антена радіонавігації. Патент України №85225. Бюл. №1, 2009.

УДК 656.7.052(043.2)

В.П. Харченко, д.т.н. професор, В.І. Біленко, к.ф-м.н, професор,
Є.С. Плахотнюк, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна).

ІНТЕГРО-АПРОКСИМАЦІЙНИЙ АЛГОРИТМ АНАЛІЗУ ТРАЕКТОРІЇ ЗАХОДУ НА ПОСАДКУ БЕСПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Проблема безпеки польотів вимагає застосування в системах керування повітряним рухом методів та алгоритмів підвищеної точності і надійності. Інтегро-апроксимаційний алгоритм має властивість будувати наближені розв'язки операторних рівнянь без насичення точності. Ефективність алгоритму була перевірена при розв'язуванні задач аналізу та моделювання процесів в наноелектронних та надпровідних динамічних системах.

В загальному випадку задачу аналізу динаміки польоту можна звести до розрахунку систем нелінійних диференційних рівнянь , що мають вигляд:

$A(t,x)\dot{x} = f(t,x),\ x(0) = x_0,\ t \in [0,T],$ (1)

де x – вектор невідомих параметрів, $A(t,x)$, $f(t,x)$ - відповідно відомі матриця та вектор параметрів літального апарату.

Метою даної роботи є розробка ефективного алгоритму на основі інтегро-апроксимаційного методу[1,2] чисельної реалізації моделі посадки безпілотного літального апарату, що описується[4] наступною системою диференційних рівнянь:

$$\begin{aligned}
\dot{\upsilon} &= V(\upsilon,\gamma,\xi,u) = -\frac{S\rho\upsilon^2}{2m}C_W(u) - \frac{g\sin\gamma}{\upsilon(1+\xi)^2} \\
\dot{\gamma} &= \Gamma(\upsilon,\gamma,\xi,u) = -\frac{S\rho\upsilon}{2m}C_A(u) + \frac{\upsilon\cos\gamma}{R(1+\xi)} - \frac{g\cos\gamma}{\upsilon(1+\xi)^2} \\
\dot{\xi} &= \Xi(\upsilon,\gamma,\xi,u) = -\frac{\upsilon\sin\gamma}{R} \\
\dot{\zeta} &= Z(\upsilon,\gamma,\xi,u) = -\frac{\upsilon}{1+\xi}\cos\gamma
\end{aligned} \qquad (2)$$

З початковими умовами:

$\upsilon_0(t_0) = \upsilon_0,\ \gamma_0(t_0) = \gamma_0,\ \xi_0(t_0) = \xi_0,\ \zeta_0(t_0) = \zeta_0$

де:

υ - дотична швидкість;

γ - кут нахилу траєкторії;

h - висота над поверхнею землі;

R - радіус Землі;

$\xi = \frac{h}{R}$ - нормалізований рівень;

ζ - дистанція на земній поверхні,;

$\rho = \rho_0 \exp(-\beta R\xi)$ - герметичність;

$C_w(u)$ - аеродинамічний коефіцієнт опору;

$C_A(u)$ - аеродинамічний коефіцієнт підйомної сили (для будь-якого проміжку часу);

u - управляючий параметр;

g - прискорення вільного падіння;

S/m - площа/маса.

Загальна схема інтегро-апроксимаційних систем полягає згідно з [1-3,4] в реалізації наступного алгоритму:

1. Від системи (2) переходимо до системи інтегральних рівнянь:

$$\upsilon = \upsilon_0 - \frac{S\rho}{2m} C_W(u) \int_{t_0}^{t} \upsilon^2 dt - g \int_{t_0}^{t} \frac{\sin\gamma}{\upsilon(1+\xi)^2} dt,$$

$$\gamma = -\frac{S\rho}{2m} C_A(u) \int_{t_0}^{t} \upsilon dt + \frac{1}{R} \int_{t_0}^{t} \frac{\upsilon\cos\gamma}{(1+\xi)} dt - g \int_{t_0}^{t} \frac{\cos\gamma}{\upsilon(1+\xi)^2} dt, \quad (3)$$

$$\xi = \Xi(\upsilon, \gamma, \xi, u) = -\frac{1}{R} \int_{t_0}^{t} \upsilon \sin\gamma dt,$$

$$\zeta = -\int_{t_0}^{t} \frac{\upsilon}{1+\xi} \cos\gamma dt$$

2. Апроксимуємо функції $\sin\gamma$ та $\cos\gamma$ за допомогою раціональних апроксимацій Паде або многочленами найкращого наближення[1].
3. Систему рівнянь (3) поставимо у відповідному наближенні інтегро-фунціональних відносно наближених поліноміальних розв'язків та невідомої нев'язки-полінома з многочленів Чебишева II-го роду.
4. Коефіцієнти вказаних поліномів знаходяться за допомогою ітераційних методів із систем нелінійних алгебраїчних рівнянь.

Для запобігання громіздкості викладок опишемо загальну схему інтегро-апроксимаційного алгоритму більш детально на прикладі нелінійної задачі, що описується одним рівнянням вигляду (1), в якому:

$$A(t,x) = \sum_{k=0}^{r} \sum_{l=0}^{s} a_{kl} t^k x^l(t), f(t,x) = \sum_{i=0}^{m} \sum_{j=0}^{M} b_{ij} t^i x^j(t) \quad (4)$$

Де a_{kl} і b_{ij} - постійні коефіцієнти, r,s,m,M$\in$N.

Алгоритм легко узагальнюється на системи диференціальних рівнянь виду (1 та 2), в яких елементи матриці A та вектора f є алгебраїчними многочленами відповідного числа змінних. Для цього необхідно здійснити формальний перехід від скалярних відношень до матричних.

Зведемо задачу (1),(4), інтегруючи (1) на проміжку [0, t], до еквівалентного інтегро-функціонального рівняння типу Вольтерри

$$g(t, x(t)) = g(0, x_0) + \int_0^t F(s, x(s)) ds, \quad (5)$$

Де

$$g(t, x(t)) = \sum_{k=0}^{r} \sum_{l=0}^{s} \frac{a_{kl}}{l+1} t^k x^{l+1}(t) \quad (6$$

$$F(s, x(s)) = f(t,x) \sum_{k=1}^{l} \sum_{l=0}^{s} \frac{a_{kl}}{l+1} t^{k-1} x^{l+1}(t) \quad (7)$$

Рівнянню (3) поставимо у відповідність наближене інтегро-функціональне рівняння

$$g(t, x_n(t)) = g(t, x_0) + \int_0^t F(s, x_n(s)) ds, - \varepsilon_N(t) \quad (8)$$

Тут $x_n(t)$ - розв'язок рівняння, що є алгебраїчним многочленом степені не менше n, одного з наступних видів:

$$x_n(t) = \sum_{k=0}^{n} a_k t^k, \quad x_n(t) = \sum_{k=0}^{n} \beta_k T_k\left(\frac{2t}{H} - 1\right) \quad (9)$$

З невідомими коефіцієнтами a_k або β_k

$\varepsilon_N(t)$ - нев'язка-многочлен

$$\varepsilon_N(t) = \sum_{k=n+1}^{n} \tau_k T_k\left(\frac{2t}{H} - 1\right) \quad (10)$$

Де

$$N = \max[r + n(s+1), m + Mn + 1] \quad (11)$$

$T_k(z)$ – многочлен Чебишева

$$T_k(z) = \cos k \arccos z = \sum_{j=0}^{k} c_{jk} z^j, z \in [-1,1] \quad (12)$$

τ_k - невідомі допоміжні параметри.

Формули для визначення чисел c_{jk} добре відомі в чисельному аналізі[1]. Для знаходження коефіцієнтів a_k або β_k, або τ_k може бути використана наступна ітераційна схема:

$$\sum_{k=0}^{r} a_{k0} t^k x_{n\nu}(t) = g(t, x_0) - \sum_{k=0}^{r} \sum_{l=0}^{s} \frac{a_{kl}}{l+1} t^k x_{n,\nu-1}^{l+1}(t) + \int_0^t F(s, x_{n,\nu-1}(s))ds, - \varepsilon_{N\nu}(t) \quad (13)$$

де ν - 1, 2, … - номер шагу ітераційного процесу; $x_{n\nu}(t)$ та $\varepsilon_{N\nu}(t)$ - многочлени відповідного вигляду (9) та (10) з коефіцієнтами $a_{k\nu}$ або $\beta_{k\nu}$ та $\tau_{k\nu}$ на $\nu - м$ шагу ітерацій.

Прирівнюючи в (13) при кожному $\nu = 1,2...$ згідно (4), (6) та (9) - (12) коефіцієнти з однаковими степенями t, отримаємо для $a_{k\nu}$ ($\beta_{k\nu}$) і $\tau_{k\nu}$ деяку систему із (N+1) – го лінійного алгебраїчного рівняння.

Проілюструємо ефективність побудованого алгоритму за допомогою модельного **прикладу**:

$(1+t^2)x(t) = 1$, $x(0) = 0$, $t \in [0,1]$

З точним рішенням $x(t) = arctgt$.

У відповідності з рівняннями (5) – (8) наближене поліноміальне рішення $x_n(t)$ цього рівняння будемо знаходити з наступного інтегрального рівняння:

$$(1+t^2)x_n(t) = t + 2\int_0^t s x_n(s)ds + \sum_{k=n+1}^{n+2} \tau_k T_k(2t-1)$$

Враховуючи, наприклад, при n=1, тобто при $x_1(t) = \alpha_0 + \alpha_1 t$ вираз для багаточленів [5] $T_2(2t-1)$ та $T_3(2t-1)$, після інтегрування та прирівнювання коефіцієнтів при однакових степенях t для невідомих $\alpha_0, \alpha_1, \tau_2 ma \tau_3$ отримаємо наступну систему лінійних алгебраїчних рівнянь:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 1 \\ 0 & 1 & 8 & -18 \\ 0 & 0 & -8 & 48 \\ 0 & 1 & 0 & 96 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \alpha_1 \\ \tau_2 \\ \tau_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Звідси знаходимо

$\alpha_0 = 5/126$, $\alpha_1 = 16/21$, $\tau_2 = 1/21$ ma $\tau_3 = 1/126$

Тобто

$$x_1(t) = \frac{5}{126} + \frac{16}{21} t$$

Аналогічно, скориставшись тим, що

$T_4(2t-1) = 128t^4 + 256t^3 + 160t^2 + 32t + 1$

$T_5(2t-1) = 512t^5 - 1280t^4 + 1120t^3 - 400t^2 + 50t - 1$

при n=3 отримаємо наступну систему лінійних алгебраїчних рівнянь:

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 32 & -50 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -160 & 400 \\ 0 & 1 & 0 & 3 & 768 & -3360 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -256 & 2560 \\ 0 & 0 & 0 & 3 & 0 & -2560 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \alpha_0 \\ \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \\ \tau_4 \\ \tau_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Звідси знаходимо

$\alpha_0 = {}^{43}\!/_{31620}$, $\alpha_1 = {}^{1648}\!/_{1581}$, $\alpha_2 = {}^{320}\!/_{1581}$,

$\alpha_3 = {}^{256}\!/_{4743}$, $\tau_4 = {}^{9}\!/_{6324}$ *та* $\tau_5 = {}^{1}\!/_{15810}$

Тобто

$$x_3(t) = -\frac{43}{31620} + \frac{1648}{1581}t + \frac{320}{1581}t^2 + \frac{256}{4743}t^3$$

Слід зауважити, що розріджений характер структури отриманих в цьому прикладі матриць має місце також і для широких класів рівнянь вигляду (1) та (4).

Отже максимальна похибка $\delta_j = \max\limits_{0 \le i \le 10} \left| arctg\, t_i - x_j(t_i) \right|$, $j = 1,3$ інтегро-апроксимаційного алгоритму при n=1, n=3 відповідно $\delta_1 = 4.4 \times 10^{-2}$ та $\delta_3 = 1.36 \times 10^{-3}$.

Висновки

Таким чином, побудовано інтегро-апроксимаційний алгоритм розв'язування систем диференційних рівнянь з поліноміальними нелінійностями, що моделюють рух безпілотного літального апарату при заході на посадку. Проведені обчислювальні експерименти, які підтвердили його високу ефективність в сенсі точності.

Список літератури

1. *Дзядик В. К.* Апроксимаційні рішення диференційних та інтегрованих рівнянь, Утрехт, 1995, 325 ст.

2. *Bilenko V.I.* Integro-approximational method for modelling nonlinear dynamic objects. – Math. And Comp. model.. In Science Res., Sofia, BAS, 1994, p. 146-158

3. *Литвинець П. Д.* Застосування апроксимаційного методу для рішення систем лінійних диференційних рівнянь , Київ, Інститут математики АНУССР, 1978, 43 ст.

4. *Stoer J., Bulirsch R.* Numerische Mathematik 2. Eine Einfuehrung 11ed., Springer, 2005, seite 214 – 215.

5. *Верлань А. Ф., Биленко В.И., Передерий П. Т.* Анализ одного класса нелинейных электрических и электронных цепей на основе метода интервальных уравнений // Электрон. Моделирование, 1991. - №6. – С. 35 – 40.

UDC 629.735.072.8.08:004(043.2)

N.O. Solomina, assistant, I.V. Ostroumov, associate professor
(National Aviation University, Kiev)

TCAS MODELING SOFTWARE FOR SUPPORT EDUCATION PROCESS

Analysis of modern TCAS e-learning software has been represented. Optimal structure of modeling software has discussed. As a consequence of the work was obtained visual representation of an interactive simulator.

Warning of dangerous convergence of aircrafts in the air is one of the most important tasks of safety flights, especially in relentless with busy air routes and airports. The main function of traffic collision and avoidance system (TCAS) is to solve conflicts. There is a requirement for the presence of such system in the aircraft in many countries. It doesn't depend on any air traffic controlling systems. TCAS analyzes the airspace around the aircraft, during the flight. Flight crew must quickly perceive and respond to commands of TCAS. The TCAS training system is very useful in the aviation branch as it provides better instruction for the personnel. Training is conducted on the basis of their knowledge about the subject. The disadvantage is subject orientation, i.e., binding to a particular subject area. One of the main functions of the training program is to control cognitive activity of user. This program should obtain information about the process of training, learning about the test results and carry out practical tasks. It's so called distance learning. This is the possibility that links teacher with the students and sources of information located in different geographical regions, with the help of special technology. [3, 7].

Today, users are offered several training facilities. The vast majority of existing training programs based on the principles of electronic book. They contain details of explaining the principles of the audio and video materials that reflect the work of the TCAS in specific circumstances.

The main educational systems are:

1. ARINC TCAS Training

TCAS Training - training complex of ARINC, designed for training pilots, Chief Inspector, Federal Aviation Agency personnel (USA) and others [2]. This complex is represented on compact disc (CD), which costs $ 150. Interface shows the actual scenario of TCAS, to provide "practical" experience. This complex provides performance statistics upon completion.

2. Sun flight avionics TCAS training

Complex Sun flight avionics TCAS training submitted on CD training is based on the work of consulting TCAS [4]. Training set contains information from the pilots and the general theory that is used for general purpose aircraft. Study explains the methods used in sensing and control plane. There are used demonstrations, graphics that move, for better navigation and display the same kind of TCAS in this complex.

3. *ASDL and KC TCAS 2000*

The automated system of distance learning and knowledge control TCAS 2000 (ASDL and KC TCAS 2000) – is a set of tools for studying the functioning of onboard collision avoidance systems in the air in 2000 TCAS (TCAS II) with the ability to control knowledge and practicing skills of interaction with this system in various conflict situations [5]. This educational complex is used in aviation schools and airlines to train pilots of civil aviation. Training complex can be installed as a standalone workstation or on a dedicated server inside the corporate network. The complex also has conservation reports on the results of passing benchmark users.

4. ACSS Training

Aviation Communication and Surveillance Systems (ACSS) presents a training course, which is described in detail and depicted system TCAS [1]. Training courses offered ACSS adopted the Federal Office of Civil Aviation.

After the considering of those systems was decided to create own training system.

Our E-training complex consists of:

- graphical interface of user;
- resource support as necessary databases and knowledge bases;
- calculation module.

E-learning complex was built by using Adobe Flash technology and programming languages: Action Script, PHP, MySQL. Multimedia interfaces implemented by Action Script, database organized on a dedicated server Database , MySQL. With the help of the Flash technology it modelled the electronic flight instrument system (EFIS) software. This program is an industry standard for creating dynamic, interactive applications with the ability to output to a variety of medium to another: personal computers, mobile devices and screens of almost any size and resolution. The main advantages of Adobe Flash are creating interactive content with an expressive typography, flexible templates, and dynamic animation - the opportunity to highlight their creativity and attention to detail.

E-training software written on the principle of building a Web-interface using standard Internet browser system [6]. Source of E-learning complex is located on a dedicated server, which provides many users access to resources E-learning complex. The necessary modules can be loaded on the client laptop by the request.

User should complete the electronic registration procedure for the access to the interactive media training.

After the registration goes the main content (fig.1). It dives quick access to the next items:
- electronic book
- simulator of TCAS;
- useful links;
- testing;
- questions for self checking;
- glossary (dictionary of aviation terms);
- information on authors;
- information about the Air navigation systems Department;
- application settings;
- presentations;
- exit the program.

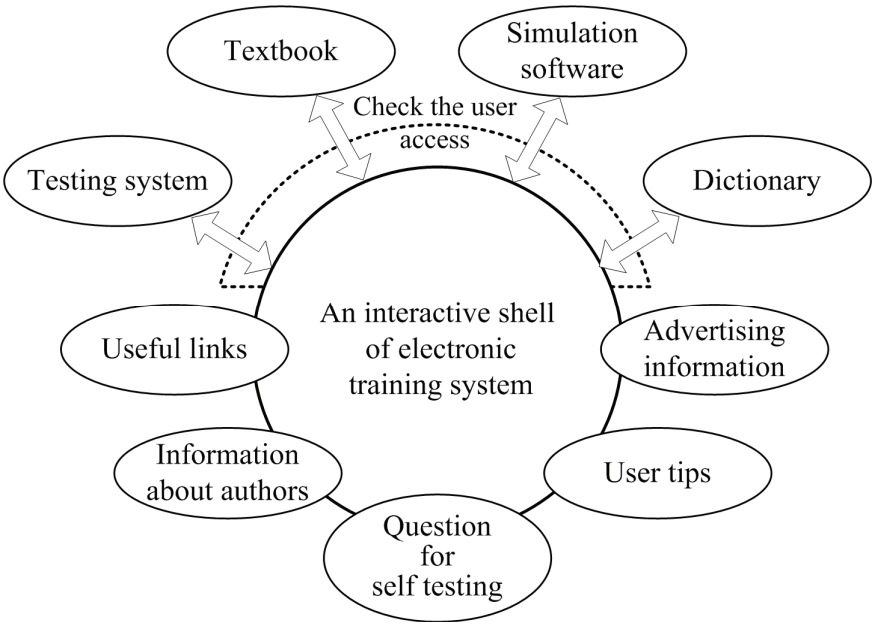


Fig.1. Structure of E-learning software

Transition to any of the elements of E-learning complex is provided by clicking on the title of this item. Clicking on the word simulator, the user goes directly to the "Simulators TCAS"

E-learning complex shows a special symbolic notation of all navigation elements. The information in symbolic form allows the user to remember it very. However, cursor tip appears with the name in the symbol.

Each user can test their knowledge with the help of questions for self-testing, after studying the material about the TCAS. Clicking on the main menu of E-learning complex appropriate symbol, as a result, the user gets to the "questions for self testing". Here the user can answer various questions, of a high and low level about TCAS and to analyse its degree of learned material, during the course.

Content of glossary of E-learning complex is standardized. It contains the following elements:

- go to the main menu;
- history of search queries (contains previous user requests for the current work session);
- search in Wikipedia (to more information on the current dictionary entry in the online encyclopaedia Wikipedia);
- search the Internet (to get more information at the current dictionary entry on the Internet);
- quit.

As for the interactive simulator the main idea of it is to investigate the principle of work of the electronic flight instrument system. Simulation of air traffic requires addressing the motion and generate the trajectory of their own aircraft and others aircraft, where can be a conflict situation. In order to calculate the speed of convergence and flight time to the point of greatest convergence, the system uses a mathematical formula.

There are exists three variants of interface displays of electronic simulator. The method of displaying depends on the type of installation, by displaying a TCAS. Configuration of the flat indicator VSI / TDA (Vertical Speed / Traffic - vertical speed) shows how objects in the air, and information about the change of vertical speed (fig.2).

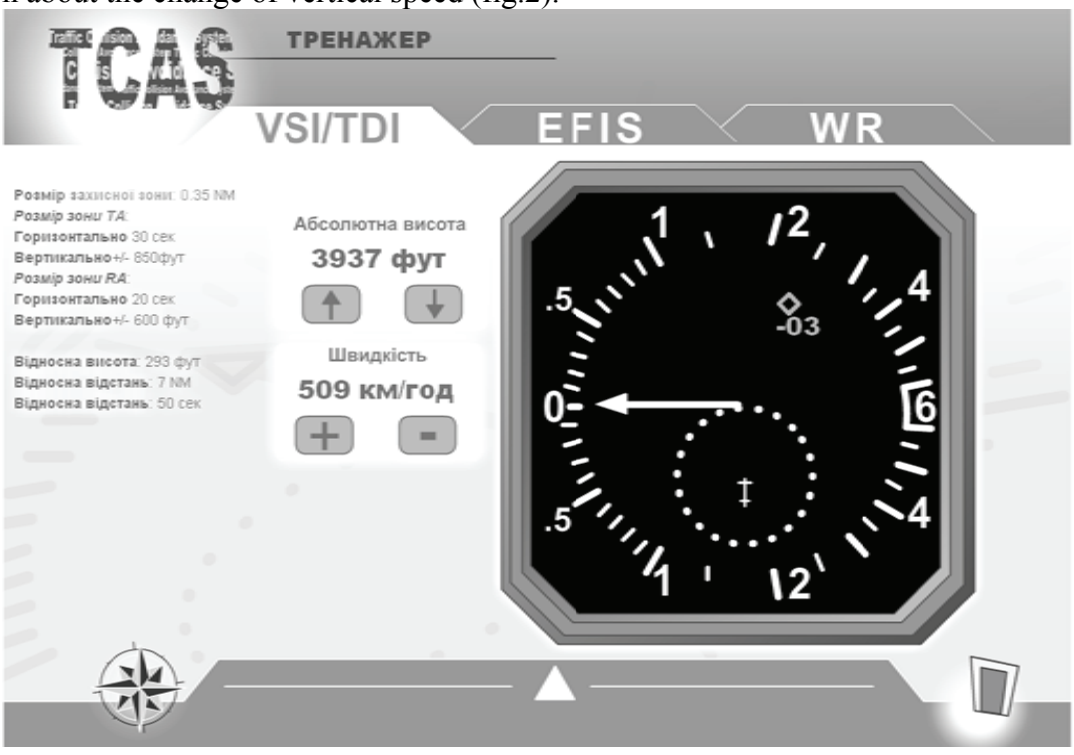


Fig.2. Simulation of VSI / TDA indicator

Configuration in the system of electronic flight instrument displays information on the objects to air traffic and navigation display EFIS displays information about changing the vertical speed in resolution advisory (RA) on the scale of the main flight indicator (fig.3).

The third configuration includes a special indicator to show the objects of air traffic using the modified weather indicator. Depending on the manufacturer's equipment, there are differences in the devices.

TCAS system management is realized by using the control panel in the cockpit. There are several control panels. Here we've got some of these control panels. We can use any of those in the simulator. (fig.4)

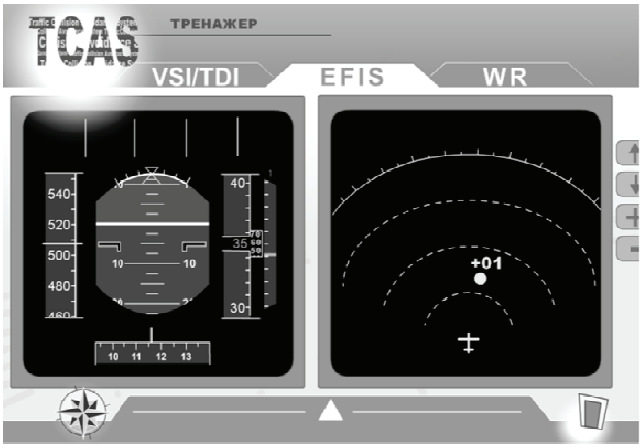


Fig.3. Simulation of EFIS

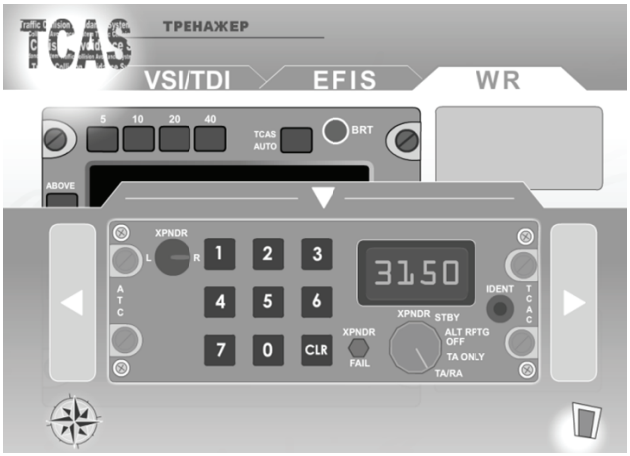


Fig.4. Control panel of TCAS

TCAS system issues through the loud-speaker communication in 14 language cockpit warnings, recommendations or messages, not counting the testing ones. Recommendations to resolve conflict situations can be enhanced, or changed to mild reversible depending on the actions necessary to resolve the conflict.

Conclusion

The electronic simulator of TCAS is directed on learning of the system and acquiring the skills of interaction with the system control and display. During the designing and developing interface program environment of E-learning complex was considered ergonomic features such as rules of applying the optimal placement of controls, color theory and the optimal choice for reading text, as the important part of the creation. Simulation module counter air traffic plays a simple script conflict with the choice of random path. This allows the user to deal with every situation and work out different reactions to different message of TCAS. Interactive interface of e-learning complex allows acquiring skills with TCAS system and working in different versions of failures. One of the main advantages of this system is the access through the Internet, which allows using of it of a great number of people, without the installing the additional software on your computer.

References

1. *ACSS Training: www.training.acsscustomerservices.com*
2. *Arinc TCAS Training program: www.arinc.com/tcas/training.html*
3. *Overview of ACAS II / TCAS II. – Eurocontrol – 2009. – 32 p.*
4. *Sun flight avionics training: www.electronicflight.com*
5. *Автоматизированная система дистанционного обучения и контроля знаний TCAS 2000 (Change 7): /www.sisadminov.net/tcas*
6. *Електронний навчальний комплекс з вивчення системи попередження зіткнень літаків: www.ANS.nau.edu.ua/tcas*
7. *Introduction to TCAS II Version 7 / Federal Aviation Administration – U.S. department of transportation – 2000. – 45p.*

УДК: 681.783

М.Г. Гордєєв, аспірант, А.І. Кутін, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ФІЛЬТР КАЛМАНА З КУБІЧНОЮ СПЛАЙН-МОДЕЛЛЮ ТРАЄКТОРІЇ

Розроблено алгоритм оптимального адаптивного фільтра Калмана для оцінювання криволінійної траєкторії.. Отримано розрахункові вирази та алгоритм для фільтра Калмана зі сплайн-моделлю процесу. Враховано особливість сплайн-моделі що призводить до зростання в процесі роботи кількості оцінюваних параметрів. Отримані результати дозволяють краще вирішувати навігаційну задачу польоту та виходу ЛА в заданий час в задану точку.

Розвиток сучасних радіотехнічних систем навігації дозволяє визначати координати літальних апаратів з високою точністю (із середньоквадратичною похибкою 5-10 м.). Системи залежного спостереження ADS-B виконують моніторинг повітряного простору в реальному часі, а детальна повітряна обстановка доступна усім об'єктам. На часі реалізація польотів не вздовж повітряних коридорів чи між навігаційними пунктами, а по вільним траєкторіям, заданим контрольними точками. Все це вимагає застосування більш точних моделей та алгоритмів для обробки навігаційних траєкторій літальних апаратів[6,7]. В [1] запропоновано алгоритми обробки фрагмента прямолінійної траєкторії з допомогою полінома Лагранжа [2]. Наступним кроком є робота із повним планом польоту, координати вузлових навігаційних точок якого задаються пілотом через консоль у БПНК літака [3,4]. План задають у вигляді лінії, форма та вигляд якої залежатиме від кількості проміжних пунктів маршруту, тобто вузлів. Обробку навігаційних даних, що надходитимуть від датчиків навігаційної інформації [3] виконують за допомогою фільтра Калмана [5]. Отримана криволінійна траєкторія літака інтерполюється за допомогою ермітового сплайну та оцінюється оптимальним фільтром Калмана в процесі виконання польоту в режимі реального часу[8].

Постановка задачі. Задачею, що необхідно вирішити, є побудова сплайн-фільтра Калмана з криволінійною моделлю траєкторії у формі криволінійної кубічної кривої. Модель повинна давати можливість:

1.Оцінювати траєкторію руху матеріальної точки – центра мас повітряного судна між заданими навігаційними точками згідно плану польоту;

2.Дозволяти виконувати політ згідно діючих вимог точності у межах сумарної похибки системи згідно вимог RNP-5;

3.Виводити ПС у цільові навігаційні точки у заданий навігаційний час польоту з похибкою, що є нижчою, ніж у діючих бортових навігаційних системах.

Зазвичай, на коротких інтервалах маршруту рух за координатою описується формулою:

$$r(t_n) = r_0 + r_0'(t_n - t_0) \tag{1}$$

де: r_0 – початкове значення координати, r_0' – перша похідна (швидкість), $t - t_0$ – інтервал екстраполяції, t_0 – початковий час, що відповідає координаті r_0 .

У моделі (1) оцінюють загальну швидкість (нахил прямої) та поточну координату швидкості. Початкова координата задається як константа. В процесі фільтрації значення оціненої координати та швидкості оцінюють так, щоб мінімізувати середньо-квадратичне відхилення екстрапольованого значення від виміряного. Тобто, оцінюються швидкість та поточна координата. Екстраполяція на контрольну точку маршруту при такій моделі може давати значну похибку при великій довжині маршруту.

Покращити оцінки можна за допомогою сплайн-моделі ламаної, або кубічного сплайну.

Отже, для заданого розрахункового часу польоту між декількома заданими навігаційними точками ставиться задача оцінити поточні координати та зробити прогноз виходу у кожну задану навігаційну точку в заданий час.

Основний матеріал та результати. Розглянемо фільтр Калмана [5] для сплайн-моделі ламаної, що є ермітовим сплайном третьої степені. Навігаційні точки траєкторії, що є значеннями ермітового сплайна у вузлах задаємо матрицею A:

$$A = [a_1 \quad a_2 \quad \dots \quad a_j \ \dots \ a_k] \tag{2}$$

Де: a_j - значення сплайна у відповідному вузлі, k – кількість вузлів.

Початкові значення вектора оцінок параметрів на n-1 кроці для оцінки прямолінійної траєкторії між двома точками на першому фрагменті сплайна, матиме значення оцінок навігаційного параметру у контрольних навігаційних точках траєкторії у заданий час:

$$\mathbf{V}_{n-1} = \begin{pmatrix} r_{1,n-1} \\ r_{2,n-1} \end{pmatrix} \tag{3}$$

Модельне значення траєкторії на одному фрагменті, визначається за допомогою ермітового сплайна, множниками якого є складові вектору A:

$$r(t) = A(j-1)H_{j-1}(t) + A(j)H_j(t) + A(j+1)H_{j+1}(t) + A(j+2)H_{j+2}(t) + \xi(t) \tag{4}$$

Де: t – значення змінної часу, $\xi(t)$ - похибка визначення координати з нульовим середнім і заданою дисперсією, $A(j)$ - значення сплайна у вузлах, $H_j(t)$ - базисні функції, що враховують початкове та кінцеве часові значення кожного фрагменту. Кількість фрагментів сплайну залежить від розмірності вектора A. Тоді для повного плану польоту модельне значення траєкторії визначатеметься так:

$$r(t) = \sum_{j=1}^{k} A(j)H_j(t) \tag{5}$$

Особливо слід звернути увагу на крайові умови. Відповідні значення функції у вузлах до першого та після останнього фрагменту треба неявно продовжувати у нескінченність. Ці вузли у розрахунках приймають участь як граничні відношення, та враховуються у базисних функціях $H_j(t)$.[8]

Запишемо матрицю зв'язку H, що встановлює відповідність між параметрами V_{n-1}, що оцінюються та вимірами координат:

$$U_n(t) = \mathbf{H}\,\mathbf{V}_n + \Delta U_n \tag{6}$$

де: U_n - вимір координати, ΔU_n - похибка вимірювання. Отримаємо:

$$H = \left[-\frac{(t_{j+1}-t)^2(t_{j+1}-3x_j+2t)}{(t_j-t_{j+1})^3} \quad \frac{(t_j-t)^2(t_j-3t_{j+1}+2t)}{(t_j-t_{j+1})^3} \right] \tag{7}$$

Головною особливістю використання сплайн-моделі є необхідність збільшення розмірності матриць у фільтрі в процесі його роботи з кожним наступним фрагментом. З кожним новим вузлом сплайна розмірність матриці H збільшуватиметься за рахунок додавання нульового стовбчика на початок матриці.

Вектор екстраполяції на кожний новий момент часу буде одиничною діагональною матрицею, розмірність якої буде збільшуватись з кожним новим фрагментом сплайна та дорівнюватиме кількості оцінюваних алгоритмом ОФК вузлів:

$$\mathbf{F}_e = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \tag{8}$$

а значення вектора екстрапольованих параметрів рівне:

$$\mathbf{V_{ne}} = \mathbf{F_e V_{n-1}} = \mathbf{V_{n-1}}. \tag{9}$$

Екстрапольоване на час наступного вимірювання значення координати:

$$U_{ne} = \mathbf{H V_{ne}} = \mathbf{H V_{n-1}} \tag{10}$$

Кореляційна матриця похибок екстрапольована на наступний інтервал часу визначається за формулою:

$$\Psi_{ne} = \mathrm{F_e} \Psi_{n-1} \mathrm{F}_e^T = \Psi_{n-1} \tag{11}$$

Тоді кореляційну матрицю помилок оцінки параметрів в момент часу n отримаємо з виразу:

$$\Psi_n = \Psi_{ne} - \Psi_{ne} \mathrm{H}^T (\mathrm{H} \Psi_{ne} \mathrm{H}^T + \Xi)^{-1} \mathrm{H} \Psi_{ne} \tag{12}$$

або враховуючи (13):

$$\Psi_n = \Psi_{n-1} - \Psi_{n-1} \mathrm{H}^T (\mathrm{H} \Psi_{n-1} \mathrm{H}^T + \Xi)^{-1} \mathrm{H} \Psi_{n-1} \tag{13}$$

де: Ξ – кореляційна матриця похибок вимірювання, яка при незалежності вимірів координат має вигляд:

$$\Xi = \sigma_n^2, \tag{14}$$

де σ_n^2 - дисперсія вимірювання координати у момент часу t, що відповідає n-му вимірюванню.

Оцінка параметрів на наступному кроці, при отриманні наступного виміру r(t), рівна:

$$\mathbf{V_n} = \mathbf{V_{ne}} - \Psi_n \mathbf{H}^T \Xi^{-1} (r(t) - U_{ne}), \tag{15}$$

З врахуванням (5) та (10)

$$\begin{pmatrix} \tilde{a}_{1,n} \\ \tilde{a}_{2,n} \\ \dots \\ \tilde{a}_{j,n} \\ \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{a}_{1,n-1} \\ \tilde{a}_{2,n-1} \\ \dots \\ \tilde{a}_{j,n-1} \\ \end{pmatrix} + \Psi_n H^T \frac{1}{\sigma^2} (r(t) - H \begin{pmatrix} \tilde{a}_{1,n-1} \\ \tilde{a}_{2,n-1} \\ \dots \\ \tilde{a}_{j,n-1} \\ \end{pmatrix}) \tag{16}$$

Останній вираз показує, що фільтр досить просто реалізувати як програмно так і апаратно.

Особливістю фільтра Калмана із сплайн-моделлю є те, що при виконанні маневру нема потреби скидати попередні значення оцінок та фактично розпочинати оцінювання із початку. Просто розпочинається новий фрагмент сплайна і додається новий параметр оцінювання. На початку виконання маневру спостерігається зростання похибки екстраполяції, що пов’язано із зміною параметрів закону руху. Однак, уже з наступних кроків похибка

значно зменшується. Ця похибка при зміні фрагментів значно менша, ніж похибка, яка спостерігається на початку роботи фільтра і пов'язана із відсутністю достатньої інформації для отримання якісних оцінок і прогнозу.

Висновки

Отриманий алгоритм дозволяє ефективно вирішувати навігаційну задачу польоту по криволінійній траєкторії в цілому за введенними навігаційними точками із заданим часом виходу у кінцеву навігаційну точку.

Недоліком алгоритму є необхідність наперед заданого плану польоту та його дотримання в процесі польоту для правильного поділу сплайна на фрагменти. Однак можна розробити алгоритми, які б аналізуючи похибку екстраполяції (її екстремально високе значення), або залишки наближення, дозволяли б адаптивно вводити нові фрагменти. Також можна орієнтуватися на таку додаткову інформацію, як зміна положення органів керування, та изначати маневр літального апарату, що дозволить визначати новий вузол слайн, змінюючи часовий крок між вузлами.

Список літератури

1. *Шелевицький І.В.* Фільтр Калмана з поліноміальною моделлю траєкторії у формі Лагранжа [Текст] / І.В.Шелевицький, М.Г.Гордєєв, А.І.Кутін, О.Г.Гуйда // Електроніка та системи управління. – 2010. - №4(26). – С.37-41.

2. *Крылов А. Н.* Лекции о приближённых вычислениях. [Текст] / А. Н. Крылов. – М.: Ленинград, 1950. – 400 с.

3. *Бимбас, В. А.* Основы инерциальной навигации : навч. посібн. [Текст] / В. А. Бимбас, Л. Н. Блохин. – К. : КНИГА, 1990. – 256 с.

4. *Блохін Л. М.* Статистична динаміка систем управління: Підруч. для ВНЗ / Л. М. Блохін, М. Ю. Буріченко — К.: НАУ, 2003. – 208 с.

5. *Кузьмін С. З.* Основи теорії цифрової обробки радіолокаційної інформації [Текст] / С.З.Кузьмін. – М.: Рад. радіо, 1974. – 432 с.

6. *Alonzo Kelly A* 3D Space Formulation of a Navigation Kalman Filter for Autonomous Vehicles, tech report CMU-RI-TR-94-19, Robotics Institute, Carnegie Mellon University, May, 1994

7. *Kai Xiong, Hongyue Zhang and Liangdong Liu* Adaptive Robust Extended Kalman Filter, Kalman Filter Recent Advances and Applications, Victor M. Moreno and Alberto Pigazo (Ed.), ISBN: 978-953-307-000-1, InTech,Availablefrom: http://www.intechopen.com/articles/show/title/adaptive_robust_extended_kalman_filter

8. *Шелевицький І. В.* Сплайни в цифровій обробці даних і сигналів [Текст] / І. В.Шелевицький, М. О. Шутко, В. М. Шутко, О. О.Колганова – К.: НАУ, 2008. – 232 с.

УДК: 656.7.052 (043.2)

Ю.В. Чинченко, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОСОБЛИВОСТІ РОЗРОБКИ ТА ВПРОВАДЖЕННЯ КУРСІВ ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЧАННЯ ЗА НАПРЯМОМ ПІДГОТОВКИ «АЕРОНАВІГАЦІЯ» В ПРОГРАМНОМУ СЕРЕДОВИЩІ MOODLE

В тезах розглянуто проблему вдосконалення професійної підготовки авіаційних спеціалістів в сучасних умовах. Проаналізовано особливості застосування курсів дистанційного навчання за напрямом підготовки «Аеронавігація» за допомогою автоматизованих програмних засобів Moodle.

Вступ

Актуальною проблемою професійної підготовки є впровадження та активне застосування дистанційних технологій в навчальному процесі за спеціальностями авіаційного спрямування. Підготовка курсів дистанційного навчання для ВНЗ сприятиме підвищенню якості та забезпеченню додаткових можливостей реалізації освітнього процесу [1-5]. Одним з таких прикладів є розміщення сукупності курсів дистанційного навчання на сервері Національного авіаційного університету (адреса в Інтернеті – elearning.nau.edu.ua). Це дає можливість подальшої розробки та використання подібних освітніх ресурсів за стандартизованою процедурою та шаблонами лекцій, контрольних питань та тестів.

Організація дистанційного навчання

Основу освітнього процесу при дистанційному навчанні становить цілеспрямована та контрольована інтенсивна самостійна робота студента, котрий може здобувати знання в зручному для себе місці, у зручне для себе час. Це вимагає наявності відповідних освітніх ресурсів в мережі Інтернет, що містять конспекти лекцій, відео-лекції, аудіо-матеріали, глосарії та тезауруси, тренажери і тестові завдання з докладним тлумаченням відповідної термінології.

При проектуванні та розробці інтерфейсу програмної оболонки курсів дистанційного навчання необхідно враховувати ергономічні особливості, зокрема, застосовувати правила оптимального розміщення елементів керування, теорію кольору та вибору оптимального для читання шрифту.

Програмна оболонка курсу дистанційного навчання повинна автоматично налаштовуватись для оптимального перегляду на комп’ютері користувача. При цьому повинні враховуватись:

- тип операційної системи;
- розміри зони відображення та характеристики монітору;
- тип схеми кольору;
- характеристики засобів доступу до мережі Інтернет, зокрема швидкість передачі інформації;
- тип мультимедійних засобів встановлених на комп’ютері користувача (таких як Web-камера, мікрофон, звукова система).

Для забезпечення можливості вивчення навчальних матеріалів в області безпеки польотів на кафедрі Аеронавігаційних систем НАУ було розроблено та впроваджено курс дистанційного навчання для ВНЗ «Безпека аеронавігації» (Рис. 1). Цей курс призначений для забезпечення навчального процесу в закладах освіти України і охоплює ті питання, які передбачені навчальною програмою дисципліни «Безпека авіації».

Курс дистанційного навчання для ВНЗ «Безпека аеронавігації» може бути застосовано у різних формах організованого та самостійного навчання з використанням комп’ютерних

технологій. Зміст курсу дистанційного навчання «Безпека аеронавігації» відповідає сучасним науковим знанням у зазначеній предметній області та достовірному фактографічному представленню усіх необхідних матеріалів. Практичний компонент курсу дистанційного навчання «Безпека аеронавігації» – це реалізація тренінгу та закріплення теоретичних знань, умінь та навичок.

Курс дистанційного навчання забезпечує можливість демонстрацій на екрані монітору комп'ютера складових тем та модулів у статичному, динамічному та інтерактивному режимах за допомогою схем, моделей, анімаційних кліпів, аудіо і відео-фрагментів, таблиць, діаграм, малюнків та фотографій. Курс дистанційного навчання не містить матеріалів, ефектів, які не призначені для досягнення навчальної мети та відволікають увагу студентів.

Рис. 1. Структура курсу дистанційного навчання

Для ефективного функціонування курсу дистанційного навчання «Безпека аеронавігації» та його використання в навчальному процесі розроблено:

- матеріали за 4 розділами курсу дистанційного навчання (16 тем в галузі безпеки авіації);
- вбудований глосарій термінів курсу дистанційного навчання;
- загальний словник авіаційних термінів, що містить велику кількість авіаційної термінології українською, російською та англійською мовами;
- список літературних джерел за розділами курсу дистанційного навчання (сформовано перелік основних та додаткових літературних джерел. Цей перелік включає основні нормативні та навчальні матеріали з безпеки аеронавігації, як національні, так і міжнародні);
- контрольні запитання до кожної теми курсу дистанційного навчання;
- відеоматеріали до кожної теми курсу;
- заключний тест, що включає питання за тематикою безпеки польотів;
- тренажер з безпеки польотів;
- довідкові мультимедійні матеріали за тематикою безпеки польотів.

Навчальний матеріал курсу дистанційного навчання структурований таким чином, щоб сформувати в користувача, особистий перелік науково-предметних знань, розвити навички володіння професійними прийомами, методами та способами їхнього застосування.

Зміст курсу дистанційного навчання відповідає Державним стандартам у сфері підготовки фахівців та сучасним технологіям навчання, враховує необхідність активного використання комп'ютерної техніки в навчальному процесі.

До складу курсу дистанційного навчання входять такі теми:

1.1. Обґрунтування необхідності в керуванні безпекою польотів. Учасники процесу, забезпечення безпеки польотів. Еволюція розуміння безпеки польотів. Показники та задані рівні безпеки польотів.

1.2. Організаційна (корпоративна) культура безпеки.

1.3. Процес керування безпекою польотів. Традиційний та сучасний принципи керування безпекою польотів. Системний підхід до керування безпекою польотів. Цикл безпеки польотів.

1.4. Стратегії керування безпекою польотів. Ключові напрямки діяльності в сфері керування безпекою польотів.

2.1. Концепція контролю факторів загрози та помилок (ТЕМ). Зовнішні та внутрішні загрози для провайдера аеронавігаційних послуг.

2.2. Небезпеки та ризики при льотній експлуатації ПС, ОПР та при використанні аеродромів. Принципи виявлення факторів небезпеки. Прямі та непрямі затрати при авіаційних подіях.

2.3. Оцінювання ризику (визначення ймовірності несприятливих наслідків та ступеню серйозності наслідків події). Матриця оцінювання ризику.

2.4. Керування ризиками. Аналіз засобів захисту в системі ОПР. Стратегії зменшення ризику. Система інформування щодо факторів ризику.

3.1. Загальні вимоги до систем керування безпекою польотів. Етапи створення системи керування безпекою польотів. Завдання та функції системи керування безпекою польотів.

3.2. Особливості створення та функціонування систем керування безпекою польотів при ОПР.

3.3. Процес впровадження системи керування безпекою польотів. Організація робіт та основні напрямки діяльності системи керування безпекою польотів.

3.4. Принципи інформування про стан безпеки польотів в цивільній авіації України.

4.1. Попередження АП. Контроль та нагляд за безпекою польотів.

4.2. Нагляд за станом безпеки польотів при роботі в нормальних експлуатаційних умовах (NOSS).

4.3. Оперативне реагування та розслідування авіаційних подій.

4.4. Принципи створення систем подання даних щодо інцидентів. Державні системи вільного подання даних щодо інцидентів. Система подання даних щодо авіаційних подій/інцидентів (ADREP).

Система розробки Moodle, на платформі якої створено курс дистанційного навчання, розповсюджується безкоштовно як Open Source-проект, за ліцензією GNU GPL (іншими словами: дозволяється копіювати, використовувати й змінювати код). Система може працювати на будь якому комп’ютері, на якому працює PHP, і підтримує практично будь-яку базу даних.

Особливості використання та переваги Moodle:

- система спроектована з урахуванням досягнень сучасної педагогіки (акцент на взаємодію між учнями, обговорення);
- можливе використання як для дистанційного навчання так і для очного (часткового) використання (автоматизований запис на курси, розклад тощо);
- простий, легкий, ефективний, сумісний з основними браузерами web-інтерфейс;
- список курсів може бути розбитий на категорії;
- повноцінний пошук по матеріалам курсів;
- проста інсталяція на будь-яку платформу. Для роботи необхідна тільки одна база даних;

- зроблено акцент на захисті (шифровані сесії, SSl, авторизація з LDAP).

Для забезпечення ефективного функціонування курсу дистанційного навчання «Безпека аеронавігації» розроблено глосарій та тезаурус відповідної тематики (Рис. 2).

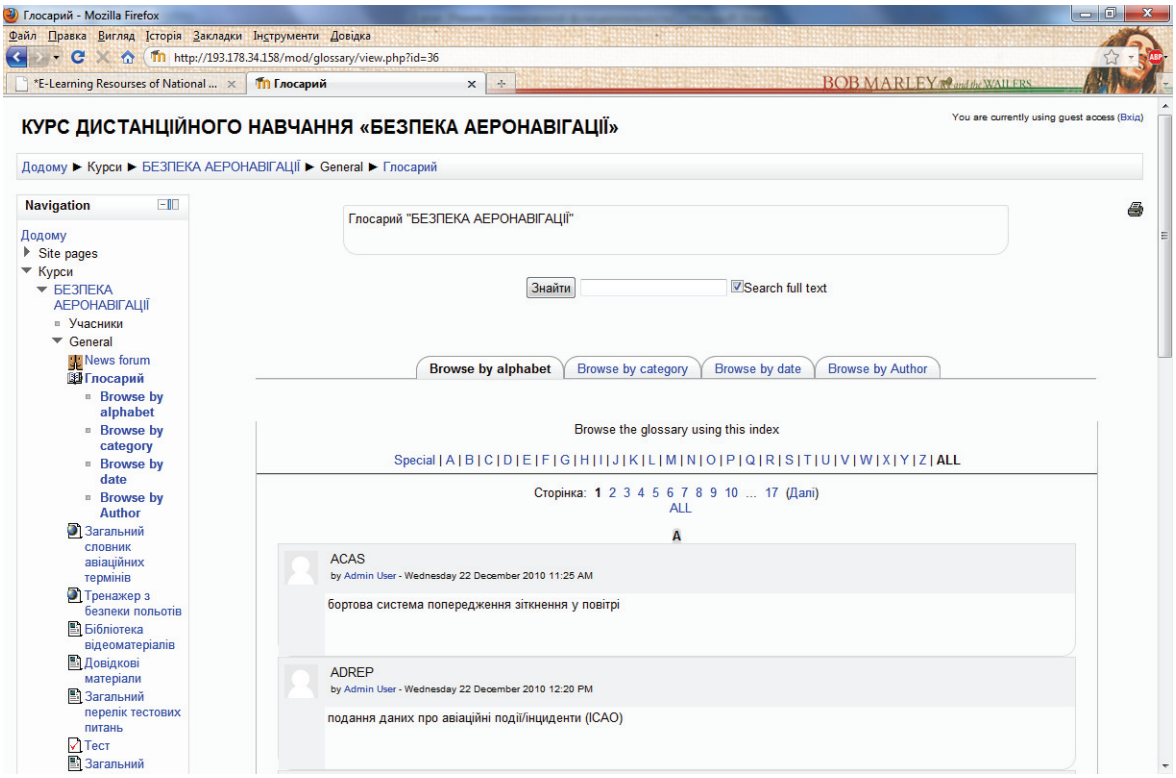


Рис. 2. Вбудований глосарій авіаційних термінів

Висновки

Запропонований інформаційний ресурс (адреса – elearning.nau.edu.ua) дає можливість організувати дистанційне навчання з дисципліни «Безпека авіації» за напрямом підготовки фахівців «Аеронавігація». Цінність результатів цієї розробки для навчально-наукової роботи: підготовка курсу дистанційного навчання для ВНЗ «Безпека аеронавігації» сприяє забезпеченню рівня безпеки польотів в Аеронавігаційній системі України та підвищенню якості, доступності та конкурентоспроможності національної освіти і науки на світовому ринку освітніх послуг в галузі цивільної авіації.

Список літератури

1. *Безпека* авіації /В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін. – К.: Техніка, 2004. – 584с.

2. *Doc 9859*. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). Монреаль: ИКАО, 2006. – 364с.

3. *Doc 4444*. Организация воздушного движения. Монреаль: ИКАО, 2007. – 461 с.

4. *Doc 7300*. Конвенция о международной гражданской авиации. Монреаль: ИКАО, 2006. – 114с.

5. *Doc 8973*. Керівництво з безпеки для захисту цивільної авіації від актів незаконного втручання (6-е видання, 2002).

УДК 629.7.07

В.П. Харченко, д.т.н. (Національний авіаційний університет, Україна),
Т.Ф. Шмельова, к.т.н., Ю.В. Сікірда, к.т.н.
(Державна льотна академія України, Україна)

СТОХАСТИЧНИЙ МЕРЕЖЕВИЙ АНАЛІЗ РОЗВИТКУ ПОЛЬОТНИХ СИТУАЦІЙ

Визначені характеристики розвитку польотної ситуації від нормальної до катастрофічної за допомогою стохастичних мереж типу GERT. На основі рефлексивної теорії біполярного вибору отримані очікувані ризики прийняття рішень оператором при впливі зовнішнього середовища, попереднього досвіду та вольового вибору людини-оператора. Побудовано дерево рішень і отримані ймовірнісні показники переходу до польотних ситуацій, зокрема, до катастрофічної.

Відомо, що більшість авіаційних подій є результатом неоптимальних дій льотного і диспетчерського складу, тому будь-які удосконалення в цій області можуть значною мірою сприяти підвищенню рівня безпеки польотів [1]. Існуючі підходи до контролю окремих аспектів (психофізіологічного, поведінкового, ергономічного, професійного тощо) не враховують функціонального стану людини-оператора (Л-О) в умовах динамічної зміни зовнішніх та внутрішніх факторів. Навколишні умови визначають реакцію Л-О, а його реакція, у свою чергу, змінює умови навколишнього середовища. Розвиток і зміна культури визначається трьома процесами, а саме технологічними і фізичними змінами навколишнього середовища, змінами внутрішньої динаміки соціальної системи і історичних обставин, які можуть складатися зненацька або під впливом випадкових факторів [2]. Одним з можливих підходів до рішення цих проблем є формалізація і математичний опис діяльності операторів авіаційної ергатичної системи (АЕС) на основі системного аналізу.

Для формалізації поведінкової діяльності Л-О АЕС в польотних ситуаціях зручними є моделі, що представляють процес появи окремих передумов і розвитку їх у причинний ланцюг подій у вигляді відповідних діаграм причинно-наслідкових зв'язків. Найбільше поширення в цей час одержали діаграми у формі різних графів (або потокових станів і переходів), дерев подій, а також функціональних мереж стохастичної структури [3]. Для дослідження впливу прийняття рішень Л-О на розвиток польотних ситуацій доцільно застосовувати стохастичні мережі типу GERT (Graphical Evaluation and Review Technique), які дозволяють моделювати розвиток польотних ситуацій в сторону ускладнення і навпаки. GERT є альтернативним ймовірнісним методом мережевого планування, що застосовується у випадках організації діяльності, коли наступні дії можуть починатися після завершення тільки деякого числа з попередніх дій, тому допускає наявність циклів і петель [4].

У мережевій моделі GERT розвитку польотної ситуації вузлом представляється стадія ситуації (нормальна, ускладнена, складна, аварійна або катастрофічна), а дугами – процес переходу між стадіями ситуації.

Розглянемо стохастичну мережеву модель GERT розвитку польотної ситуації $G=(N;A)$ з множиною вузлів N і множиною дуг A. Час t_{ij} на перехід від i-ої до j-ої польотної ситуації є випадковою величиною. Перехід (i;j) може бути виконаний, тільки якщо виконується i-ий вузол. Для визначення часу t_{ij} на перехід від i-ої до j-ої польотної ситуації, необхідно знати умовну ймовірність (в дискретному випадку) чи щільність розподілу (в безперервному випадку) випадкової величини Y_{ij}. Це дозволяє провести дослідження з виконання всієї мережі $G=(N;A)$ та визначити моменти розподілу часу виконання t_{ij} мережі G, за допомогою яких можуть бути обчислені математичне очікування μ_{jE} та дисперсія часу δ^2 виконання мережі G у разі виникнення ускладненої, складної, аварійної або катастрофічної ситуації.

Нехай f_{ij} – умовна ймовірність (щільність розподілу) часу на виконання переходу від польотної ситуації G_i до польотної ситуації G_j. Умовна виробляюча функція моментів випадкової величини Y_{ij} визначається за формулою (1):

$$M_{ij}(s) = E\left[e^{Y_{ij}}\right]. \quad (1)$$

У випадку безперервної та дискретної випадкових величин формула (1) перетворюється на вирази (2) і (3) відповідно:

$$M_{ij}(s) = \int e^{sy_{ij}} f(y_{ij}) dy_{ij}\ ; \quad (2)$$

$$M_{ij}(s) = \sum e^{sy_{ij}} f(y_{ij})\,. \quad (3)$$

Якщо y_{ij}=a=const, то $M_{ij}(s) = E\left[e^{sa}\right] = e^{sa}$.

Введемо поняття W-функції для випадкової величини Y_{ij}, яка виступає в ролі коефіцієнту пропускання GERT-мережі (4):

$$W_{ij}(s) = p_{ij} M_{ij}(s)\,, \quad (4)$$

де p_{ij} – ймовірність того, що j-та польотна ситуація наступить і перехід (i;j) здійснить-ся;

$M_{ij}(s)$ – умовна виробляюча функція моментів випадкової величини Y_{ij}.

Алгоритм застосування системи GERT для стохастичного мережевого аналізу виглядає наступним чином:

1. Для отримання замкненої стохастичної мережі G ввести у відкриту мережу $W_E(s)$ додаткову фіктивну дугу з W-функцією $W_A(s)$, що з'єднує стік t з джерелом s (рис. 1).

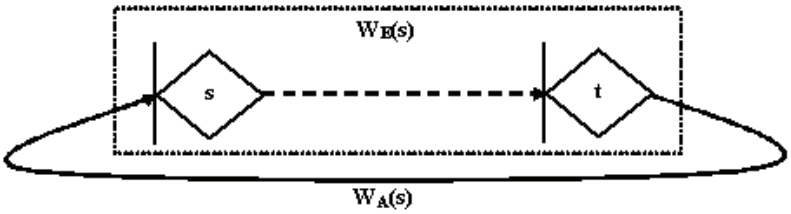


Рис. 1. Мережа G

2. Визначити для модифікованої мережі G всі петлі k-го порядку, $k = \overline{1,n}$.

3. Обчислити еквівалентний коефіцієнт пропускання для всіх петель k-го порядку мережі G, $k = \overline{1,n}$ (5):

$$T(L_n) = \prod_{k=1}^{n} T_k = \prod_{k=1}^{n} \left[\prod_{(i,j)\in L_{k_1}} t_{ij} \right], \quad (5)$$

де $T_k = \prod_{(i,j)\in L_{k_1}} t_{ij}$ – еквівалентний коефіцієнт пропускання петлі першого порядку L_{k1};

t_{ij} – час на перехід від i-ої до j-ої польотної ситуації.

4. Застосувати правило Мейсона для отримання топологічного рівняння стохастичної замкненої мережі G (6):

$$H = 1 - \sum T(L_1) + \sum T(L_2) - \sum T(L_3) + \ldots + (-1)^k \sum T(L_k) + \ldots = 0\,, \quad (6)$$

де $\sum T(L_k)$ – сума еквівалентних коефіцієнтів пропускання для всіх можливих петель k-го порядку.

5. З топологічного рівняння стохастичної замкненої мережі G (6) визначити коефіцієнт пропускання відкритої мережі $W_E(s)$.

6. Визначити перший і другий моменти випадкової величини Y_{ij} (в даному випадку часу t_{ij} на перехід від нормальної до ускладненої, складної, аварійної або катастрофічної польотної ситуації) відповідно за формулою (7):

$$\mu_{jE} = \frac{\partial^j}{\partial s^j}\left[M_E(s)\right], \qquad (7)$$

де μ_{1E} – математичне очікування часу виконання мережі G;

μ_{2E} – середньоквадратичне відхилення від часу виконання мережі G.

8. Дисперсія часу виконання мережі G дорівнює (8):

$$\delta^2 = \mu_{2E} - (\mu_{1E})^2. \qquad (8)$$

Таким чином, за допомогою стохастичного мережевого аналізу розвитку польотної ситуації від нормальної до катастрофічної отримуємо:

- математичне очікування часу t_{ij} розвитку ситуації;
- дисперсію часу t_{ij} розвитку ситуації;
- ймовірності p_{ij} розвитку ситуації.

Як приклад, на основі даних [5] проведемо аналіз розвитку катастрофічної ситуації з ТУ-154М №101 республіки Польща 10.04.2010 р. в районі аеродрому Смоленськ "Північний" в складних метеоумовах за допомогою дерева рішень та стохастичної мережі GERT (рис. 2). Згідно даних Бюро безпеки на транспорті (NTSB) [6], за останні 10 років 21,3% АП при виконанні авіаперевезень трапилось через погодні умови, з них 39,1% – в СМУ. При цьому основною причиною АП в СМУ (68%) визнається неправильне і несвоєчасне прийняття рішень екіпажем повітряного судна (ПС).

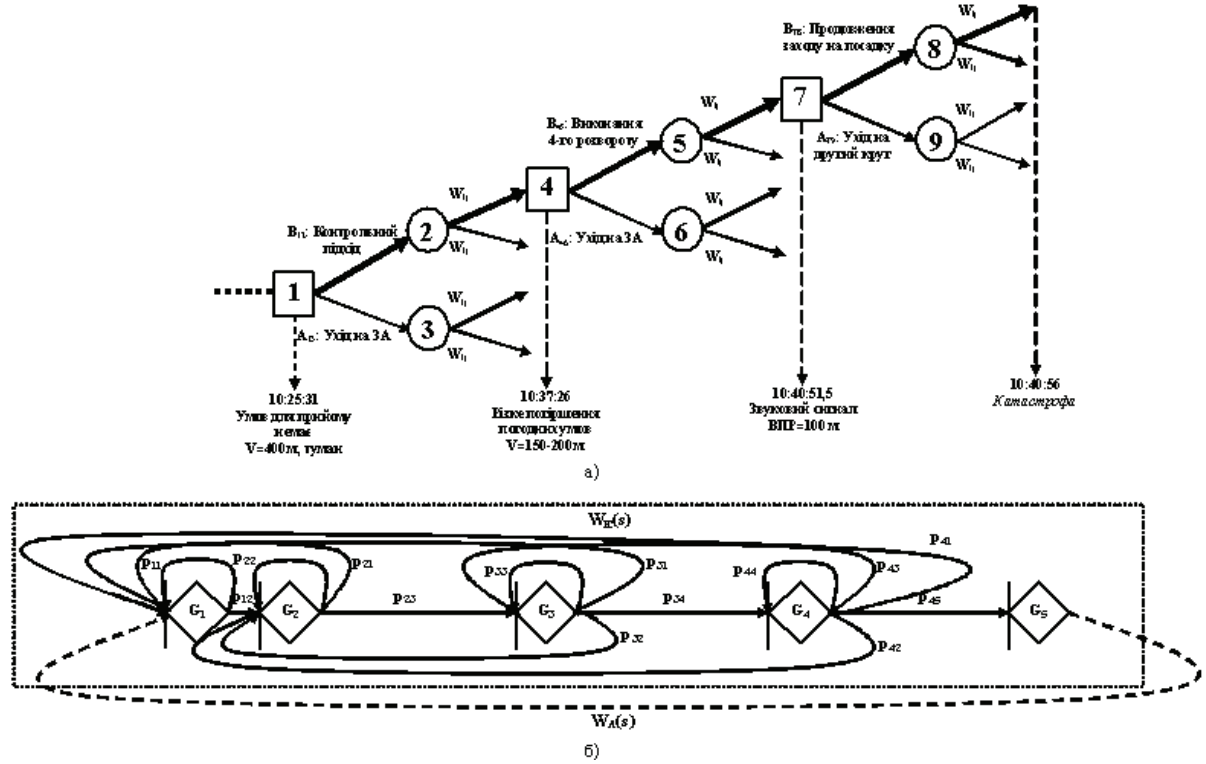


Рис. 2. Фрагмент моделі розвитку катастрофічної ситуації з ТУ-154М №101 республіки Польща 10.04.2010 р. в районі аеродрому Смоленськ "Північний": а) модель у вигляді дерева рішень□ – вирішальні вершини;○ – випадкові вершини;A – позитивний вибір; B – негативний вибір; W_{ij} – W-функція, коефіцієнт пропускання (i,j)-дуги; б) модель у вигляді стохастичної мережі GERT: G_1 – нормальна ситуація; G_2 – ускладнена ситуація; G_3 – складна ситуація; G_4 – аварійна ситуація; G_5 – катастрофічна ситуація; p_{ii} (p_{11}, p_{22}, p_{33}, p_{44}) – ймовірність стабілізації і-тої польотної ситуації, $i = \overline{1;n-1}$; $p_{i(i+1)}$ (p_{12}, p_{23}, p_{34}, p_{45}) – ймовірність розвитку і-тої польотної ситуації в сторону ускладнення; $p_{i(i-k)}$ (p_{21}, p_{32}, p_{43} – петлі 1-го порядку; p_{31}, p_{42} – петлі 2-го порядку; p_{41} – петля 3-го порядку) – ймовірність парирування особливого випадку в польоті, $k = \overline{1;3}$; $W_E(s)$ – коефіцієнт пропускання відкритої мережі; $W_A(s)$ – коефіцієнт пропускання фіктивної дуги, що з'єднує стік відкритої мережі з джерелом

За допомогою біполярної рефлексивної моделі поведінкової діяльності Л-О в екстремальних ситуаціях [7] отримані W-функції позитивного та негативного вибору. Модель представляє собою суб'єкта (Л-О), що перебуває перед біполярним вибором однієї з альтернатив: А (позитивний полюс) і В (негативний полюс). Вибір Л-О АЕС описується функцією (9):

$$X = f(x_1, x_2, x_3), \quad (9)$$

де X – ймовірність, з якою Л-О готовий обрати позитивний полюс А в реальності;

x_1 – тиск зовнішнього середовища на Л-О у бік позитивної альтернативи в момент вибору, $x_1 \in [0, 1]$;

x_2 – тиск попереднього досвіду Л-О у бік позитивної альтернативи в момент вибору, $x_2 \in [0, 1]$;

x_3 – вольовий вибір (інтенція) Л-О у бік позитивної альтернативи в момент вибору, $x_3 \in [0, 1]$.

На основі W-функцій позитивного та негативного вибору Л-О побудовані відповідні дерева рішень, отримані очікувані ризики прийняття рішень Л-О при заході на посадку в СМУ під впливом зовнішнього середовища x_1, попереднього досвіду Л-О x_2 та вольового вибору Л-О x_3. В результаті попередніх досліджень [8] були визначені фактори, що впливають на прийняття рішення Л-О АЕС: фактори професійного (рівень знань, навичок, умінь, стаж роботи, попередній досвід) і непрофесійного (психофізіологічні, індивідуально-психологічні, соціально-психологічні фактори) характеру, а також досліджений вплив факторів непрофесійного характеру (соціально-психологічних) на професійну діяльність Л-О.

Висновки

1. За допомогою стохастичних мереж типу GERT отримані характеристики розвитку польотної ситуації від нормальної до катастрофічної.

2. На основі рефлексивної теорії біполярного вибору отримані очікувані ризики прийняття рішень оператором АЕС при впливі зовнішнього середовища, попереднього досвіду і вольового вибору Л-О.

3. На основі літературних даних побудовано дерево рішень і отримані ймовірнісні показники переходу до польотних ситуацій, зокрема, до катастрофічної.

Список літератури

1. *Фундаментальные концепции человеческого фактора* [Текст]: сб. матер. / Международная организация гражданской авиации. – Вып. 1. – Circ. 216-AN/131. – Канада, Монреаль, ICAO,1989. – 37с.

2. *Кросскультурные факторы и безопасность полетов*: сб. материалов по человеческому фактору. – № 16 // Circ. ICAO 302-AN/175. – Канада, Монреаль: ICAO, 2004. – 52 с.

3. *Белов П.Г.* Системный анализ и моделирование опасных процессов в техносфере [Текст]: учебное пособие для студентов ВУЗов / П.Г. Белов. – М.: Издательский центр "Академия", 2003. – 512 с.

4. *Филлипс Д.* Методы анализа сетей: Пер. с англ. / Д. Филлипс, А. Гарсиа-Диас. – М.: Мир, 1984. – 496с.

5. *Межгосударственный авиационный комитет* [Электронный ресурс]. – Mode of access: www.mak.ru. – Last access: 2011. – Title from the screen.

6. *Aviation Accident Statistics* [Electronic resource] / National Transportation Safety Board. – Mode of access: www.ntsb.gov/aviation/aviation.htm. – Last access: 2011. – Title from the screen.

7. *Лефевр В.А.* Функции быстрой рефлексии в биполярном выборе [Текст] / В.А. Лефевр, Дж. Адамс-Вебер // Рефлексивные процессы и управление. – 2001. – №1.– Июль-декабрь. – Том 1. – С. 34-46.

8. *Харченко В.П.* Графоаналітичні моделі прийняття рішень людиною-оператором аеронавігаційної системи / В.П. Харченко, Т.Ф. Шмельова, Ю.В. Сікірда // Вісник НАУ. – 2011. – №1. – С. 5-18.

УДК 621.39(045)

О.П. Ткаліч, к. т. н., доцент, О.В. Жарова, асистент,
М. Л. Бліновська, Є.С. Таран
(Національний авіаційний університет, Україна)

LTE ЯК ПЕРСПЕКТИВНА СТІЛЬНИКОВА МЕРЕЖА ЧЕТВЕРТОГО ПОКОЛІННЯ

Стаття присвячена питанням аналізу технічних особливостей бездротової мережі зв'язку четвертого поколінняLTEта питань її підключення до різнорідних мереж передачі даних. Проведення аналізу дало змогу сформувати цілісну картину технічних можливостей технології та стану її впровадження на території України.

Постановка проблеми

Об'єми трафіку глобальних мережами з кожним роком збільшується все швидше і швидше, що призводить до розширення пропускних здатностей каналів передачі даних в тому числі і на Україні. В останні роки все швидшим стає розвиток мобільних пристроїв передачі даних, таких як мобільні телефони, КПК та інші мультимережеві мобільні термінали з постійно зростаючими можливостями та швидкостями. Все більше і більше операцій проводять за допомогою мобільних пристроїв та глобальної мережі «Інтернет» як звичайні користувачі так і державні структури. Висока динаміка росту швидкостей, кількості інформації, кількості абонентів підштовхує прогрес в галузі зв'язку для задоволення потреб споживачів. В зв'язку з цим постійно ведуться науково-дослідні роботи для оптимізації, модернізації та створення нових методів передачі даних.

Мета роботи

Метою роботи є аналіз технічних характеристик та особливостей технології LTE. В рамках роботи необхідно визначити інновації, які були використані у архітектурі технології та результати їх впровадження. Особливу увагу приділити унікальним параметрам, які не досягнуті в мережах широкосмугового зв'язку стільникового типу.

Основний матеріал

Робочий радіочастотний діапазон для технології бездротового зв'язку були визначені розробниками на частотах порядку від 800 Мгц до 2400 Мгц з розділенням на 40 діапазонів та двома режимами передачі FDD (частотне розділення)та TDD (часове розділення). В силу того, що на даних частотах вже працюють деякі системи зв'язку в різних країнах світу слід ретельно підійти до вибору частотного діапазону та узгодження з усіма відповідними службами.

Архітектура мережі доволі проста і складається з 2-х основних компонентів: мережі радіо доступу E-UTRAN та базової мережі SAE, яку ще іноді називають EPC.

Мережа радіо доступу E-UTRAN складається з базових станцій eNB, що з'єднані по принципу «кожен з кожним» за допомогою інтерфейсу X2. Даний інтерфейс підтримує хендовер мобільного терміналу в стані LTE_ACTIVE.

Базова мережа складається з вузлів MMEта UPE. Логічний елемент MME (MobilityManagement Entity) відповідає за вирішення завдань з керування базовими станціями eNB мережі E-UTRAN за допомогою протоколів площини керування C-PLANE.Логічний лемент UPE(UserPlaneEntity)відповідає за передачу даних користувача згідно протоколів площини користувача U-planeта взаємодіє з eNB через спеціальний інтерфейс.

В основу побудови базової мережі SAEпокладена концепція «все через IP» (all-IPабо AIPN – AlloverIPNetwork). Це дозволяє організувати доступ до базової мережі через мережі радіо доступу 2-го та 3-го поколінь так і через не стандартизовані проектом 3GPP (не 3GPP

мережі), наприклад IEEE: Wi-Fi, WiMAXта через мережі, що використовують дротові IP технології (наприклад, мережі ADSL+, FFTHта інші).

Для з'єднання усіх підсистем використовується набор різноманітних інтерфейсів. Наприклад,інтерфеси типу Sвикористовуються в мережі SAE, причому кожен з 9-ти інтерфейсів типу S несе своє особливе призначення.

Визначимо основні особливості архітектури мережі LTE:

1. Підтримка мереж радіодоступу як стандартів 3GPP, так і стандартів Не-3GPP.
2. Повна сумісність базової мережі SAE з базовими мережами стандартів 3GPP, починаючи з Release 6.
3. Забезпечення мінімальних затримок передачі даних згідно з протоколами площині управління C-plane. Наприклад, інтервал часу переходу мобільного терміналу зі стану Idle у стан початку прийому / передачі даних по протоколах U-plane повинно бути не більше 200 мс.
4. Чітке функціональний розподіл між елементами мережі SAE, що дозволяє уникнути додаткових затримок передачі даних згідно з протоколами C-plane через дублювання функцій.
5. Встановлення IP-з'єднання з індивідуальними параметрами QoS при мінімальній кількості транзакцій.
6. Функція управління мобільністю мережі LTE повинна вирішувати завдання управління мобільністю як в мережі E-UTRAN, так і між мережами E-UTRAN та мережами радіодоступу інших типів.
7. Функція управління мобільністю мережі LTE повинна взаємодіяти з терміналами різних типів: фіксованими, номадических мобільними і мобільними.
8. Функція управління мобільністю мережі LTE повинна надавати оператору мережі LTE можливість управляти мережами доступу, використовуваними абонентами.
9. Процедури підтримки мобільності терміналів (хендовери) у мережах E-UTRAN, між мережами E-UTRAN та іншими мережами радіодоступу 3GPP (процедура Inter-RAT Handover), а також між мережами E-UTRAN/3GPP та мережами радіодоступу Не-3GPP повинні бути реалізовані з мінімальною втратою пакетів даних в режимі реального часу (наприклад, для додатків VoIP) і в режимі, інваріантному часу (наприклад, для перегляду web-ре-сурсу).
10. Процедура оновлення даних про місцезнаходження абонентського терміналу в мережі повинна забезпечувати мінімальну завантаження каналів сигналізації.
11. Архітектура мережі SAE повинна забезпечувати оптимальну маршрутизацію при знаходженні абонента в межсетевом роумінгу.
12. З метою надання гнучкого доступу до мережі LTE користувачам, що знаходяться у роумінгу, архітектура мережі SAE повинна забезпечувати доступ через різні мережі бездротового широкосмугового доступу WLAN у відповідності з існуючими договорами доступу між оператором візитною мережі VPLMN і візитними операторами мережі WLAN, причому такі договори між візитними операторами мережі WLAN і оператором домашньої мережі HPLMN не потрібні.
13. Підтримка IP-протоколів різних версій (IPv4 та IPv6), а також режиму мовлення IP-Multicast.
14. Забезпечення такого рівня безпеки користувачів (аутентифікація, ідентифікація, шифрування даних), який був би не нижче, ніж в існуючих мережах 3GPP з пакетною комутацією і комутацією каналів. Процедура аутентифікації не повинна залежати від типу і технології мережі доступу.
15. Доступ до мереж LTE повинен надаватися абонентам згідно з існуючими USIM-карток (Release 99). При цьому база даних HSS повинна відповідати Release 5.
16. Підтримка всіх існуючих в даний час принципів тарифікації.
17. Архітектура SAE повинна забезпечувати гнучке використання ресурсів мережі, коли всі елементи мережі (вузли) розглядаються як єдиний розподілений ресурс. Прикладом стала

структура інтерфейсу Iu-flex, визначена в Release 5, згідно з якою контролер RNC може мати інтерфейс з декількома вузлами SGSN / MGW.

Мережа LTEможе взаємодіяти з різноманітними мережами за допомогою спеціальних шлюзів (S-GW та P-GW). Існує можливість підключення до ненадійних мереж (non-trusted), наприклад публічні IPмережі «Інтернет». Взаємодія з ненадійними мережами реалізована за допомогою шлюзу ePDG.

З метою зменшення навантаження на мобільні термінали користувачів були використані протоколи типу MIPv4 (MobileIPversion 4) та DSMIPv6 (Dual-StackMobileIPversion 6). Тобто полегшені і оптимізовані для даних умов мобільні версії IPv4 таIPv6 відповідно. Недоліком MIPv4 є неоптимальне використання системних ресурсів, що було успішно виправлено в наступній версії DSMIPv6. Маршрутизація IPпакетів здійснюється за вже звичним для IPмереж алгоритмами маршрутизації.

Протоколи керування мобільністю виду HBM реалізовані безпосередньо в мобільному терміналі. Протоколи виду NBM призначені для максимального розвантаження мобільного терміналу від виконання завдань підтримки мобільності і досягнення наступних цілей:

- підвищення ефективності використання мережевих ресурсів за рахунок значного скорочення сигнальних повідомлень, переданих та відсутності тунелів безпосередньо між мобільним терміналом і мережевими елементами;
- підвищення продуктивності та економії енергії мобільного терміналу;
- спрощення мобільного терміналу за рахунок відсутності в стеку протоколів керування мобільністю(протоколи PMIPv6, MIPv4, DSMIPv6).

Всі служби характеризуються унікальним ідентифікатором ID за допомогою яких встановлюється взаємозв’язок між різними службами.

Контроль якості в мережі SAEвиконується за наступними параметрами:пріоритет ресурсів, гарантована швидкість передачі даних, максимальна швидкість передачі даних, ідентифікатор QoS, тип служби передачі пакетів даних, відносне число пакетів даних, що були загублені протоколами L2 рівня моделі OSI.

Мобільність абонентів в мережі E-UTRAN (згідно стандарту LTERelease 6):

- низька (швидкість переміщення 0-15км/год);
- висока (швидкість переміщення 15-120км/год);
- надвисока (швидкість переміщення 120-350км/год, максимальна до 500 км/год);
- Радіуси стільників:до 5 км при максимальних показниках швидкості, спектральної ефективності та мобільності;
- до 30 км при погіршенні цих характеристик.

В каналах використовуютьсятаківидимодуляції як 64QAM, 16QAM, OFDM, QPSK.

Також слід відмітити великий вплив технології MIMO. В системах зв'язку можливе підвищення випромінюваної потужності та розширення смуги частот не забезпечє необхідну швидкість передачі даних.Одним з найефективніших способів рішень цієї проблеми може бути застосування адаптивних антенних решіток із слабо корельованими антенними елементами. Системи зв'язку, які використовують такі антени, отримали назву MIMO систем (MultipleInputMultipleOutput).

MIMO узагальнює цілий ряд технологій:

- Використання «інтелектуальних» антен (intelligentantennas);
- Використання просторово-часовго кодування (Space-Time Coding - STC);
- Використання поляризаційного розподілу каналів, поляризаційної обробки сигналів.

В системі LTEможливі комбінації з кількома передаючими антенами та одною приймаючою завдяки цій які за допомогою спеціальної обробки піднімають планку швидкості ще вище.

Найважливіші функціональні відмінності від мережі попереднього покоління UMTS:

- базові станції eNB виконують функції управління радіоресурсу (RadioResourceManagement - RRM): управління радіоканалами (RadioBearerControl), управління доступом (RadioAdmissionControl), управління мобільністю

(ConnectionMobilityControl), динамічний розподіл ресурсів (DynamicResourceAllocation). Таким чином, у мережі радіодоступу E-UTRAN базові станції eNB управляють протоколами радіоінтерфейсу, комбінуючи виконання функцій базових станцій Node B і більшість функцій контролера RNC мережі UMTS;

- мережевий елемент управління мобільністю MME відповідає за розподілення повідомлень виклику (paging) до базових станцій eNB. Крім того, MME управляє протоколами площині управління: призначення ідентифікатором абонентських терміналів, забезпечення безпеки мережі, перевірки автентичності повідомлень абонентів і управління роумінгом;
- мережевий елемент площині користувача UPE виконує стиснення заголовку спритно IP-протоколів, шифрування потоків даних, терминацию пакетів даних площині користувача, комутацію пакетів даних при забезпеченні мобільності користувача. Крім того, UPE управляє протоколами користувальницького рівня, наприклад, зберіганням поточного статусу абонентського терміналу (АТ), перериванням стану LTE_IDLE на рівні абонентських терміналів.

Для мінімізації радіочастотного діапазону, що займається, введено багато механізмів, які мінімізують використання частотного діапазону. В даному питанні одним з найважливіших показників – спектральна ефективність. Результати дослідження цього параметру:

- система LTE – приблизно 5 біт/Гц;
- система CDMA-EV-DO (Rev. 8) – приблизно 3,8 біт/Гц;
- система 802.16b– приблизно 3,85 біт/Гц.

В перших практичних тестах система показала близько 58 Мб/с на завантаження інформації на мобільний термінал та близько 24 на завантаження з мобільного терміналу, що 1 рік назад було вже перевищувало деякі рівні швидкостей технологій, що вели бей за ринок телекомунікацій в сегменті бездротового зв’язку.

Висновки

Мережа LTEє високошвидкісною стільниковою мережею високої мобільності, яка здатна заміни нити свою попередницю UMTS. В Україні мережа UMTSрозгорнута слабко, тому має сенс відразу почати проектування та впровадження мережі LTE. Система відрізняється високою гнучкістю при роботі з продуманими модулями взаємодії в різноманітних ситуаціях. Слід відмітити високі характеристики абонентського мобільного пристрою в порівнянні з пристроями попередніх систем.

Подальшим розвитком перспективи LTE 10 версії в Україні та світі та перегляд і подальший зрівняльний аналіз найближчого конкуренту у своєму класі мережі WiMAX, який має мало нижчі технічні характеристики але поступово інтегрується в стільникові мережі України та світу.

Модернізація технології продовжується. На сьогоднішній розробки анонсував часткові специфікації одинадцятої версії стандарту та продовжує подальшу роботу.

Література

1. Tikhvinsky V., Terentiev S., Urchuk A. LTE mobile networks. Technologies and Architecture. – Moscow: Eco-Trends, 2010. – 284 p.

2. 3GPP organization, 3GPP TR 36.922 v9.0.0. – France:ETSI, 2010. – 75 p.

3.3GPP organization, Overview of 3GPP Release 9 V0.1.1. – France: ETSI, 2010. – 144 p.

УДК: 62.50

С.В. Павлова, доктор технічних наук, с.н.с.
В.І. Чепіженко, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

РОЗПОДІЛЕНЕ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ ЗАСОБАМИ CNS/ATM

На основі концепції віртуальних функціональних систем запропоновано метод інтегрованого багаторівневого керування АМА та алгоритм синтез

Перспективи розвитку ATM (Air Traffic Management) і потреби авіаційного транспорту, вимагають дослідження можливостей використання величезного ресурсу, що міститься в середовищі ATM, для цілей подальшого підвищення якості, надійності, гнучкості в забезпеченні управління кожним повітряним судном, що знаходиться в зоні ATN.

У матеріалах [1, 2] указується на складність і багатогранність цих процесів, що викликане: різнорідністю складових мережі ATN; багаторівневістю принципів організації міжмережевої взаємодії прикладних процесів ATN; відкритістю моделі OSI (Open System Interconnect); складністю прикладних процесів «повітря-земля», «земля-повітря» і служб зв'язку; різно існуючими і вживаними концепціями якості обслуговування (QoS) і Safety; властивостями ліній електропередач; комплексністю послуг, що надаються повітряному судну (ПС) в процесі управління.

У даних матеріалах указуються перспективи розвитку ATN у зв'язку з потребами авіації. При цьому наголошується і зворотний (реверсивний) індукований процес появи на їх основі відповідних нових вимог до адекватного розвитку можливостей сучасних і суперсучасних повітряних суден в сенсі необхідного розвитку обчислювальних (комп'ютерних систем) і конструктивних (CCV – Configuration Controlled Vehicle) особливостей самих повітряних судів необхідних для виконання польотів впродовж доби, в різних метеоумовах, на значних відстанях, в умовах CNS/ATM в частині використання відкритого неба; вільного польоту; мікрохвильової посадки; запобігання зіткненням із землею і іншими повітряними суднами; боротьби з тероризмом.

Дані питання і завдання природно виникають у зв'язку з тим, що в сучасному розумінні неможливо уявити собі авіацію без широкого використання електро-, радіо- і комп'ютерного устаткування як на борту ПС (для контролю й управління його польотом, для зв'язку з наземним центром управління, для зв'язку з іншими повітряними судами) так і на землі – для всебічного забезпечення польотів на всіх етапах і у всіх станах, з підвищеними рівнями (QoS) і Safety.

Динамічний розподіл і використання «спільного ресурсу» засобів CNS/ATM, організованою за концепцією віртуальних функціональних систем [3], можуть створити рівні за функціональними можливостями «віртуальні системи» різного призначення, для користувачів із різним рівнем індивідуального апаратного розвитку, і рівнем досконалості конструкції ПС. Наприклад, віртуальну диспетчерську систему, віртуальну систему спостереження, віртуальну систему позиціювання, віртуальну авіоніку, віртуальну систему безпеки.

Проблемні місця при віддаленому доступі до ресурсів, як до обчислювальних, так і до інформаційно-керуючих – це, по-перше, якісне «on-line» обслуговування в реальному масштабі часу, і, по-друге, включення/виключення динамічних абонентів в динамічну комп'ютерну мережу, і як результат утворення складної динамічної багатовимірної системи.

Для вирішення даних проблемних питань пропонується на основі концепції віртуальних функціональних систем використовувати динамічну замкнену абонентську систему «динамічний керований абонент – динамічна мережа – динамічний керуючий центр» (АМА), де динамічним керованим об'єктом є повітряне судно. [4]

Спільна структура системи для 6-ти агрегатної мережі приведена на рис.1. Дана структура містить два вихідні підсумовувальні конектори ($i = 1{,}6$), чотири комп’ютерно преоб-

разуючі вузли ($i = 2,3,4,5$) і два набори входів розсіюючих конекторів абонентів $\{(i0),(i7), i = 1,2,3,4,5,6\}$.

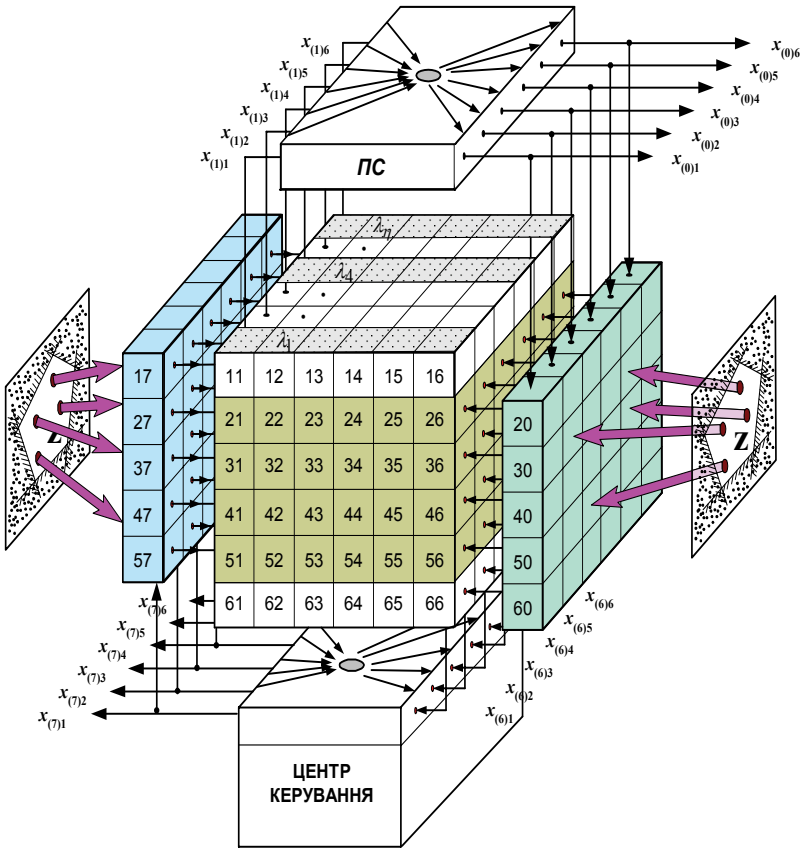


Рис.1. Загальна структура АМА

Для моделювання і синтезу керувань станів|достатків| мережі|сіттю| за методом інваріантності [5], використовується система рівнянь, представлена|уявляти| в канонічній формі Коші:

$$\begin{aligned}
\Delta x_i^{(m_i)} = {} & (-1)^{1+i}\Delta_{1i}\{(f_1 - F_{11}(x_1) - F_{12}(x_2) - F_{13}(x_3) - F_{14}(x_4) - F_{15}(x_5) - F_{16}(x_6)) + \\
& + (-F_{10}(x_0) - F_{17}(x_7))\} + \\
& + (-1)^{2+i}\Delta_{2i}\{(f_2 - F_{21}(x_1) - F_{22}(x_2) - F_{23}(x_3) - F_{24}(x_4) - F_{25}(x_5) - F_{26}(x_6)) + \\
& + (-F_{20}(x_0) - F_{27}(x_7))\} + \\
& + (-1)^{3+i}\Delta_{3i}\{(f_3 - F_{31}(x_1) - F_{32}(x_2) - F_{33}(x_3) - F_{34}(x_4) - F_{35}(x_5) - F_{36}(x_6)) + \\
& + (-F_{30}(x_0) - F_{37}(x_7))\} + \\
& + (-1)^{4+i}\Delta_{4i}\{(f_4 - F_{41}(x_1) - F_{42}(x_2) - F_{43}(x_3) - F_{44}(x_4) - F_{45}(x_5) - F_{46}(x_6)) + \\
& + (-F_{40}(x_0) - F_{47}(x_7))\} + \\
& + (-1)^{5+i}\Delta_{5i}\{(f_5 - F_{51}(x_1) - F_{52}(x_2) - F_{53}(x_3) - F_{54}(x_4) - F_{55}(x_5) - F_{56}(x_6)) + \\
& + (-F_{50}(x_0) - F_{57}(x_7))\} + \\
& + (-1)^{6+i}\Delta_{6i}\{(f_6 - F_{61}(x_1) - F_{62}(x_2) - F_{63}(x_3) - F_{64}(x_4) - F_{65}(x_5) - F_{66}(x_6)) + \\
& + (-F_{60}(x_0) - F_{67}(x_7))\}; \qquad i = (1,2,3,4,5,6).
\end{aligned}$$

Де $F_{11}(x_1) = 0$, $F_{66}(x_6) = 0$, $F_{10}(x_0) = F_{67}(x_7) = 0$. Функції F_{j0}, F_{j7}, F_{j1}, F_{j6} та Δ_{ij}, $\Delta = \left|a_{ij(0)}(\delta,\nu)\right|$ –логічні функції однієї змінної x_0, x_7, x_1, x_6 кожна. Функції F_{j0}, F_{j7}, F_{j1}, F_{j6} визначають стан входів і виходів абонентів (0) і (7) в мережу та з мережі. Решта функцій – визначають логіко-динамічний стан самої мережі.

Для прикладу утворення раціонального маршруту циклу [6] (рис.2) проведемо синтез раціонального керування мережею АМА для керування ПС в динаміці.

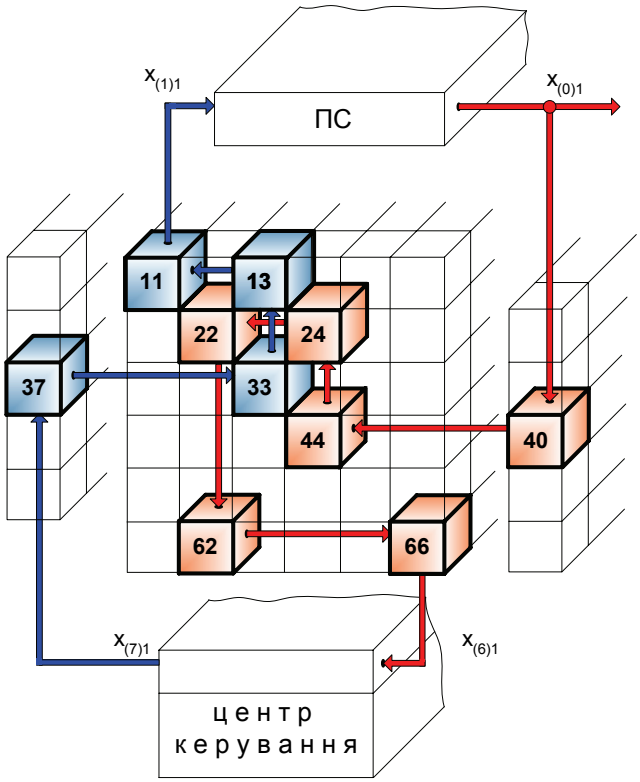


Рис.2. Варіант утворення маршруту циклу

1-й етап: Отримання систем динамічних рівнянь циклу (рис. 2)

$$a_{11}x_1 + a_{13}x_3 = 0;$$
$$a_{33}x_3 + a_{37}x_7 = 0;$$
$$a_{40}x_0 + a_{44}x_4 = 0;$$
$$a_{64}x_4 + a_{66}x_6 = 0.$$

2-й етап: Процедура впорядкування матриці зв'язків мережі при конфліктному зникненні вузлів мережі та роз'єднання зв'язаної системи на дві підсистеми потоків A та B.

для матриці коефіцієнтів при старших похідних:

для A-потоку: $\Delta(1,3)x_1 = \Delta(1,3)_{11}[-F_{13}(x_3)] - \Delta(1,3)_{21}[-F_{33}(x_3) - F_{37}(x_7)];$

$$\Delta(1,3)x_3^{m_3} = -\Delta(1,3)_{12}[-F_{13}(x_3)] + \Delta(1,3)_{22}[-F_{33}(x_3) - F_{37}(x_7)];$$

для B-потоку: $\Delta(6,4)x_4^{m_4} = \Delta(6,4)_{11}[-F_{44}(x_4) - F_{40}(x_0)] - \Delta(6,4)_{21}[-F_{64}(x_4)];$

$$\Delta(6,4)x_6 = -\Delta(6,4)_{12}[-F_{44}(x_4) - F_{40}(x_0)] + \Delta(6,4)_{22}[-F_{64}(x_4)],$$

які в розгорнутому виді набувають вигляд:

$$\left.\begin{aligned} a_{(11)0}a_{(33)0}x_1 &= a_{(33)0}[-F_{13}(x_3)] - a_{(13)0}[-F_{33}(x_3) - F_{37}(x_7)]; \\ a_{(11)0}a_{(33)0}\frac{d^2x_3}{dt^2} &= 0 + a_{(11)0}[-F_{33}(x_3) - F_{37}(x_7)]; \end{aligned}\right\}$$

$$\left.\begin{aligned} a_{(44)0}a_{(66)0}\frac{d^2x_4}{dt^2} &= a_{(66)0}[-F_{44}(x_4) - F_{40}(x_0)] - 0; \\ a_{(44)0}a_{(66)0}x_6 &= -a_{(64)0}[-F_{44}(x_4) - F_{40}(x_0)] + a_{(44)0}[-F_{64}(x_4)]. \end{aligned}\right\}$$

3-й етап: Складання рівнянь абсолютної інтегральної інваріантності змінної x_1 до змінних x_2, x_3 x_4, x_5 і x_6 та приведення до зручного для використання виду

$$a_{(33)0}F_{13}(x_3) - a_{(13)0}F_{33}(x_3) = 0; \quad (1)$$
$$a_{(64)0}F_{44}(x_4) - a_{(44)0}F_{64}(x_4) = 0. \quad (2)$$

4-й етап: Виведення вимог до граничних систем рівнянь для x_1 і x_6, що утворюються після виконання умов (1) і (2) та за умов автономності

для A -потоків $$\Delta x_1 + \sum_{k=1}^{6} \Delta_{k1} (-1)^{k+1} \left(F_{k1}(x_1) + F_{k0}(x_0) + F_{k7}(x_7)\right) = 0;$$

для B -потоків $$\Delta x_6 + \sum_{k=1}^{6} \Delta_{k6} (-1)^{k+6} \left(F_{k1}(x_1) + F_{k0}(x_0) + F_{k7}(x_7)\right) = 0.$$

Граничні рівняння для інваріантності системи тепер матимуть вигляд:

$$\left.\begin{aligned} a_{(11)0} a_{(33)0} x_1 &= a_{(13)0} F_{37}(x_7); \\ a_{(33)0} \frac{d^2 x_3}{dt^2} &= -F_{33}(x_3) - F_{37}(x_7); \end{aligned}\right\}, \qquad \left.\begin{aligned} a_{(44)0} \frac{d^2 x_4}{dt^2} &= \left[-F_{44}(x_4) - F_{40}(x_0)\right]; \\ a_{(44)0} a_{(66)0} x_6 &= a_{(64)0} F_{40}(x_0). \end{aligned}\right\}$$

Умови автономності задають вимоги на вибір коефіцієнта посилення сигналів. Так, якщо

$$F_{37}(x_7) = a_{(37)2} x_7;$$
$$F_{40}(x_0) = a_{(40)2} x_0,$$

то відразу одержуємо необхідне співвідношення для функціонального балансу

$$a_{(11)0} a_{(33)0} x_1 = a_{(13)0} a_{(37)0} x_7 \tag{3}$$

$$a_{(44)0} a_{(66)0} x_6 = a_{(64)0} a_{(40)0} x_0. \tag{4}$$

Для визначення функцій керування мережею на основі співвідношень балансу (3) і (4) використовуються комп'ютерні методи.

Співвідношення (1) і (2) – визначають оператор «відновлення» сигналів x_3 і x_4 після спотворення його оператором вузла. Настройка мережі за співвідношеннями (1), (2) і (3), (4) адекватна маршруту циклу (див. рис. 2).

Висновки

Розглянуто структуру динамічної замкнутої абонентської системи, для якої запропоновано метод синтезу керування мережею в реальному масштабі часу.

Список літератури

1. *Demystifying* CNS/ATM // Report CANSO CNS/ATM Working Group, Final Version – June 1999. – 81 p.

2. *GATSS:* C.I.S. Air Traffic Management Modernization Study Summary. – January, 1992. – 120p.

3. *Харченко В.П.* Функціональна „віртуальність" – концепція майбутніх CNS/ATM систем / В.П. Харченко, В.В. Павлов, С.В. Павлова // Вісник КМУЦА. – 2004. – №2. – С.19–23.

4. *Павлова С.В.* Общая структура агрегатно-упорядоченной модели компьютерной сети / С.В. Павлова // Кибернетика и вычисл. техника. – 2005. –Вып.148. – С.89–101.

5. *Павлов В.В.* Инвариантность и автономность нелинейных систем управления / В.В. Павлов. – К.: Наукова думка, 1971. – 272 с.

6. *Павлова С.В.* Структурный синтез алгоритма управления компьютерной сетью системы «динамический абонент – динамическая сеть – динамический абонент» / С.В. Павлова // Проблемы управления и информатики. – 2006. – №5. – С. 120–130.

УДК 629.7.067(045)

С.Т. Поліщук, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

АЕРОНАВІГАЦІЙНІ СИСТЕМИ ТА ЧИННИКИ КОСМІЧНОЇ ПОГОДИ

Надається загальний огляд сучасного стану наукового напряму «Космічна погода».Наводяться якісні характеристики можливих негативних наслідків впливу космічної погоди на аеронавігаційні системи.

Вступ

Наприкінці XX ст. системи мобільного та радіо телекомунікаційного зв'язку, а також глобального позиціонування стали необхідними атрибутами мільйонів користувачів. У багатьох випадках основою вказаних систем є супутникові системи зв'язку та навігації (ССНЗ). У США близько 700 нових супутників різноманітного призначення (загальною вартістю 30 млрд. доларів) було виведено на орбіти між 1998 та 2003 рр. [1].

Надійність функціонування ССНЗ, в частковості похибка у визначенні координат, і як слідство, безпека польотів, суттєво залежить від поточного стану космічного і навколоземного просторів. На рис.1 показано взаємозв'язок між щільністю потоку електромагнітного випромінювання Сонця довжиною хвилі 10,7 см (верхній графік), з похибкою у визначення координат ССНЗ та загальною концентрацією електронів (ЗКЕ) в іоносфері (нижній графік)[2].

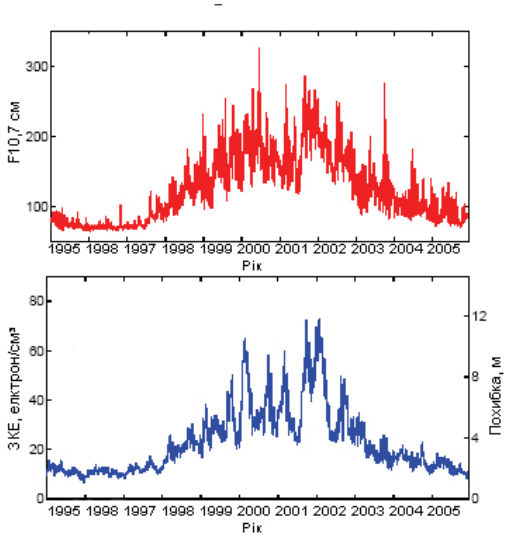


Рис. 1. Кореляція між інтенсивністю сонячного випромінювання та похибкою у визначенні координат GPS приймача

Стан навколоземного простору визначають, як метеорологічні чинники, так і фізичні процеси, що відбуваються на Сонці та міжпланетному просторі. Сукупність явищ, що пов'язані із взаємодією навколоземного та космічного просторів називають космічною погодою (КП), Space Weather.

Головним завданням напряму КП є виявлення причинно-наслідкових зв'язків між інтенсивністю сонячної активності, її проявами у міжпланетному середовищі, магнітосфері, іоносфері і атмосфері Землі та техногенними і медико-біологічними наслідками з метою попередження аварій і катастроф [3].

Аналіз аварій і катастроф на авіаційному транспорті за період 1944 - 2009 рр. показав достатньо суттєву кореляцію (коефіцієнт кореляції 0,249) між річною кількістю катастроф та станом КП, рис.2 [4]

Розуміння суттєвого впливу КП на техногенні та біологічні об'єкти обумовлює збільшення кількості користувачів інформацією про її стан. Так за останні п'ять років їх збільшилось з 40 до 9000 [6].

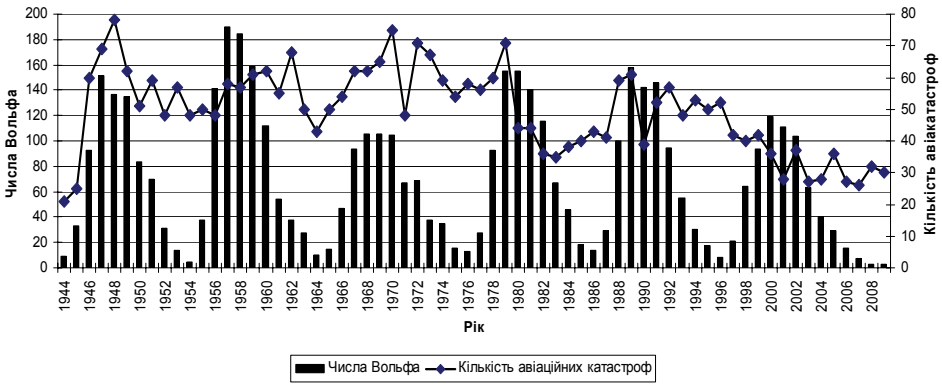


Рис.2. Динаміка сонячної активності та річної кількості авіакатастроф

Зростання важливості інформації

про стан КП для авіації ІКАО обґрунтовує двома головними чинниками: 1) збільшенням авіарейсів у полярних та високих широтах; 2) збільшенням використання систем супутникової навігації у авіаційній галузі [5].

Актуальність врахування чинників КП для безпеки авіації також відображено в матеріалах Комітету ООН з використання космічного простору [6], Комісії з авіаційної метрології Всесвітньої метрологічної організації [7]

Дестабілізувальні чинники КП

Одним з найважливіших завдань у розумінні впливу КП на безпеку польотів є визначення головних чинників, які можуть знижувати надійність функціонування космічних апаратів, повітряних суден, функціонування радіоелектронних систем космічного, повітряного та наземного базування, а також негативно впливати на стан здоров'я та операторські здібності людей, що експлуатують системи визначених класів.

У 1999 р. NOAA (National Oceanic Atmospheric Administration) – найпотужніша світова наукова установа у напряму дослідження космічного простору запровадила наступну класифікацію чинників КП.

Геомагнітний шторм (Geomagnetic Storm): збурення геомагнітного поля Землі спричинене викиданням корональної маси з поверхні Сонця. Інтенсивність геомагнітного шторму визначається у балах G1- малий, G5-екстремальний.

Геомагнітний шторм може спричиняти порушення високочастотного радіозв'язку, значного збільшення похибки систем супутникової навігації та перебої у роботі низькочастотних радіонавігаційних систем. У разі геомагнітного шторму рівня G5 також можливе руйнування електроенергетичних систем, яке може спричинити відкази у роботі технічних систем аеронавігаційного комплексу.

Сонячний радіаційний шторм (Solar Radiation Storm): підвищення рівня радіації спричинене підвищенням кількості енергетичних частинок (в основному протонів та електронів).

Інтенсивність сонячного радіаційного шторму визначається за шкалою S1 – S5.

Типовими ефектами сонячного радіаційного шторму є погіршення (порушення) супутникового радіозв'язку, збільшення похибки позиціонування супутникових навігаційних систем, виникнення різноманітних проблем у енергетичних системах, ризик радіаційного опромінювання пасажирів та членів екіпажів повітряних суден на високих та середній географічних широтах.

Порушення радіозв'язку обумовлене сонячними спалахами(Solar Flare Radio Blackout): збурення іоносфери спричинене радіовипромінюванням Сонця (X-ray) що призводить до порушення або завмирання високочастотного радіозв'язку на високих та середніх широтах. Ступінь порушення радіозв'язку визначається за шкалою R1 – R5.

Більш детальна ідентифікації можливих аномалій, які можуть виникати під час експлуатації авіа-космічної техніки і обумовлюються чинниками КП можна класифікувати наступним чином [7] :

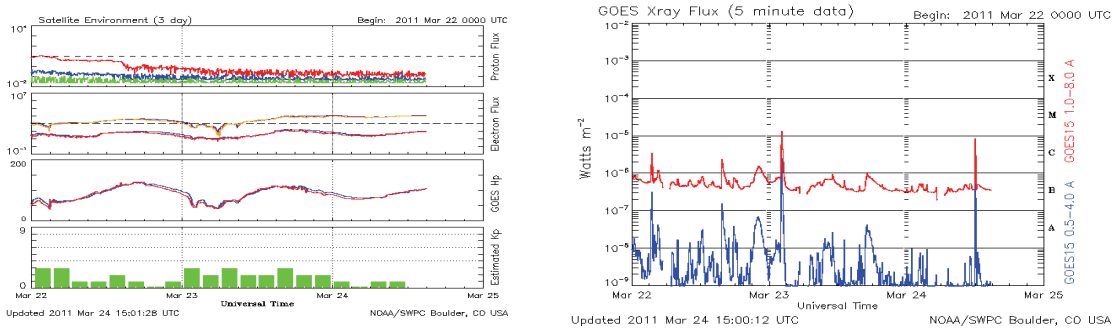
1. Підвищення дози радіації, що отримують космонавти, пасажири та члени екіпажів повітряних суден (ПС).
2. Зменшення працездатності або загострення хвороб операторів засобів аеронавігаційного супроводження.
3. Порушення або втрата орієнтації космічних апаратів (КА).
4. Зменшення ресурсу експлуатації КА від запланованого.
5. Перебій у роботі електронних систем КА та ПС.
6. Порушення радіозв'язку між ПС і центрами керування повітряним рухом.
7. Втрата інформаційного каналу зв'язку між ПС і системами супутникової навігації.
8. Збільшення похибки у визначенні координат ПС при використанні ССНЗ.
9. Порушення у системах електропостачання

Оцінювання та прогнозування стану КП.

Сучасна система оцінювання та прогнозування стану КП базується на інформації, що надходить з космічного сегменту - космічні лабораторії Geostationary Operational Environmental Satellite (GOES), Solar and Heliospheric Observatory (SOHO) [8] та регіональних станцій попередження КП наземного базування, рис. 3.

Рис. 3. Світові центри оцінювання та прогнозування стану КП

На сьогодні, у північної півкулі Землі, основним користувачами інформацією про стан КП є авіакомпанії США, Канади та Великої Британії. Необхідна он-лайн інформація для них надається центром прогнозування NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) [10]. Поточна інформація загального призначення надається користувачам у графічному вигляді, рис.7.



а *б*

Рис. 4. Он-лайн моніторинг параметрів КП загального призначення:
а – щільність потоку електронів, протонів, напруженості магнітного поля, індексу планетарного збурення магнітного поля Землі;*б*– щільність потоку рентгенівського випромінювання

Для фахівців, що прогнозують стан КП, діалогове програмне середовище має наступний інтерфейс, рис. 5.

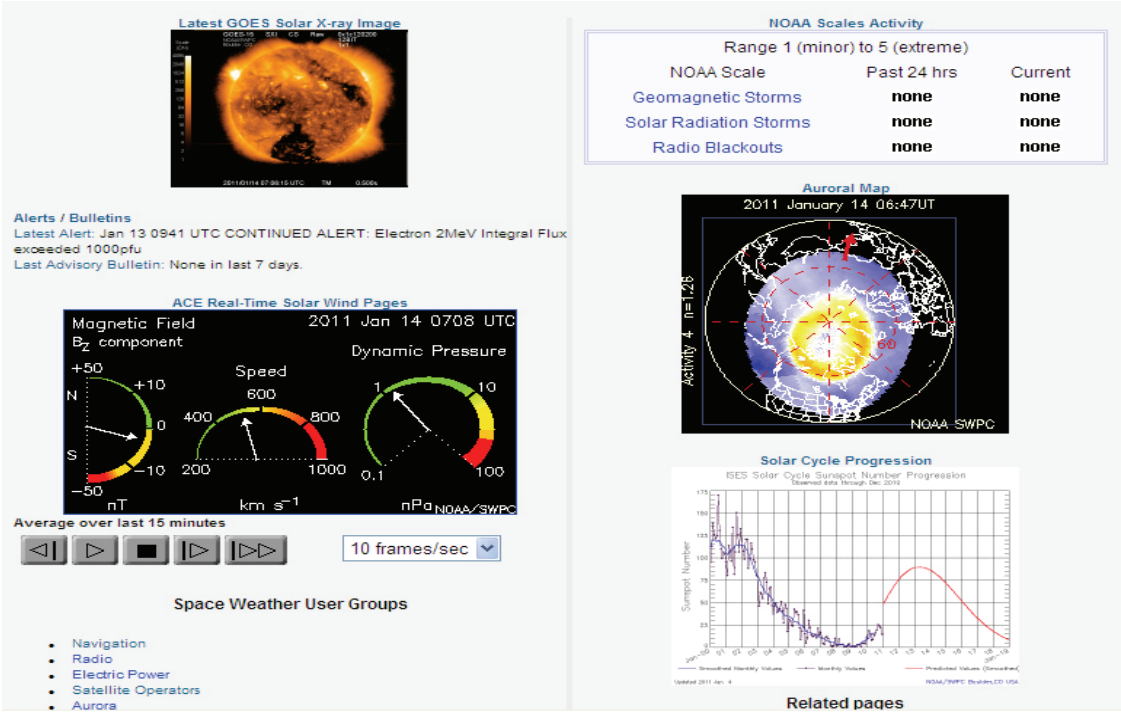


Рис. 5. Он-лайн засоби прогнозування впливу КП на надійність функціонування ССНЗ

Подальше поглиблення у наведене програмне середовище дозволяє експертам мати доступ до архіву інформації у форматі ASCII (American standard code for information interchange) і формувати кількісний прогноз до можливого впливу параметрів КП на похибки навігаційних систем, аномальне розповсюдження радіохвиль, перебої у енергетичних системах, надійність функціонування космічних апаратів різноманітного призначення.

Висновки

1. У останнє десятиріччя значно збільшилось користувачів інформацією про стан КП у зв'язку із збільшенням авіатрас у полярних широтах та широким використанням ССНЗ у різноманітних галузях народного господарства.
2. На сьогодні міжнародні організації, що розробляють та експлуатують авіа-космічну техніку NASA, ESA, а також формують документи щодо безпеки польотів ICAO, FAA, WMO спрямовують зусилля на інтеграцію інформації про стан КП у регіональні аеронавігаційні комплекси.
3. Україна є державою з повним циклом виробництва авіа-космічної техніки, а, отже, для підвищення її надійності та безпеки також постає проблема врахування чинників КП, як на етапах її проектування, так і експлуатації. Необхідність прогнозування КП на території України обумовлена тим, що стан іоносфери та напруженості геомагнітного поля Землі не є загальним для усієї земної кулі, а залежить від конкретних географічних координат та часу. Тому для підвищення безпеки польотів необхідна інтеграція інформації про стан КП у інформаційне середовище забезпечення польотів у районних диспетчерських центрах України.

Список літератури

1. D. Speich and B. Poppe, 2000 *http://sec.noaa.gov/education*
2. N. JakowskiC. Mayer, K.D. Missling //Products and services provided by the Space Weather Application Center – Ionosphere(SWACI).– Space Weather Workshop, 27-30 April 2010,
3. Integrating Space Weather Observations & Forecasts into Aviation Operations// Report of a Policy Workshop Developed by American Meteorological Society Policy Program & Solar Metrics.– American Meteorological Society, 2007. – p. 58.
4. Поліщук С.Т. Оцінювання впливу сонячної активності на можливість виникнення авіаційних катастроф у 1944 – 2009 рр. //Вісник НАУ.– 2010.– №2(43). – С. 58 –61.
5. Development of operational requirement for space weather information/ ICAO working paper (IAVWOPSG/5-WP36), 2010.– 4 p.
6. Генеральная Ассамблея ООН. Комитет по использованию космического пространства в мирных целях. Документ A/ AC.105.967. 3.12.2009. Всемирная Метрологическая Организация. Комиссия по авиационной метрологии. Документ CAeM-XIV/doc.8(8)/ 4.12.2009
7. Гальперин Ю.И., Дмитриев А. В., Зеленый Л. М., Панасик М.И. Влияние космической погоды на безопасность авиа и космических полетов
8. GOES
9. SOHO date.–http://sohowww.nascom.nasa.gov/data/data.htm.
10. Space weather predicting centre. – http://www.swpc.noaa.gov/index.html

УДК 621.396 : 629.783(043.2)

І.В. Остроумов, к.т.н.,
Н.С. Кузьменко,
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОНІТОРИНГ ПОВІТРЯНОГО РУХУ ЗА ПОВІДОМЛЕННЯМИ ACARS

В статті піднімаються питання пов'язані з відстежуванням руху літаків за сигналами системи ACARS. Розглядаються основні принципи побудови програмного забезпечення для відображення місцеположення літаків.

Одним з найважливіших напрямків діяльності всіх систем і служб цивільної авіації є забезпечення безпеки польотів, особливо в умовах росту інтенсивності повітряного руху. У зв'язку із збільшенням обсягу авіаперевезень та збільшенням кількості літаків, що знаходяться в повітрі, склалася ситуація, при якій необхідно точно та своєчасно контролювати дотримання запланованих траєкторій руху повітряних кораблів (ПК) під час польоту за маршрутом.

На даний час завантаженість авіаліній постійно збільшується, у той час як можливості системи забезпечення польотів розвиваються набагато повільніше. За останні роки кількість пасажирів невпинно зростає. Це призводить до збільшення кількості ПК у повітрі та завантаженості авіаліній.

На сьогоднішній день аерокосмічна система функціонує майже на максимумі своїх можливостей. Підвищена інтенсивність руху в повітряному просторі приводить до того, що використовувані в роботі керування повітряним рухом методи моніторингу та контролю не відповідають сучасним вимогам економічності.

Точний та своєчасний моніторинг повітряного руху є однією з найважливіших питань забезпечення безпеки польотів. На сьогоднішній день застосовуванні методи вторинної радіолокації не дають змогу забезпечити точне відслідковування траєкторії рух ПК у глобальному масштабі, що призвело до пошуку та створенню нових концепції.

Концепція автоматичного залежного спостереження у широкомовному режимі (Automatic Dependant Surveillance - Broadcast, ADS-B) почала впроваджуватись починаючи з 2005 року у країнах членах FAA та Eurocontrol [1,2]. Обладнання ADS-B дозволяє пілотам ПК та диспетчерам отримати інформацію про повітряний рух навколо за допомогою спеціального обладнання. Ця інформація надається у режимі реального часу. Точність місцеположення ПК, у системі, забезпечується системою супутникової навігації. Крім того системи ADS-B дозволяють пілоту отримати доступ до іншої важливої для пілота інформації такої як метеорологічної інформації, геодезичних і картографічних даних та інформації служб забезпечення польотів.

Застосування концепції ADS-B у майбутньому вирішить питання пов'язані з моніторингом [3-6], проте на сьогоднішній день тільки окремі зони повітряного простору підлягають покриттю. Крім того велика кількість ПК ще й досі необладнані літаковими відповідачами режиму ADS-B. Застосування сучасних супутникових ліній зв'язку чи систем глобально обміну даними на високих частотах значно підвищує вартість послуг, що надаються авіакомпаніями та є недоступними для певної кількості авіаперевізників.

Іншим підходом до моніторингу руху ПК у повітряному просторі є застосування системи ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System). ACARS це система адресного цифрового обміну даними між ПК та наземним центром. ACARS була запропонована та розроблена у 1978 році компанією ARINC[7,8]. Швидкість передачі даних у ACARS складає не більше 2400 бод проте забезпечує високу надійність передачі даних.

Бортове обладнання ACARS складається з пульта керування та інтерактивного дисплея. Введена від пілота інформація чи отримана автоматично від інших систем ПК переда-

ється на наземний центр. Крім того система дозволяє відстежувати справність систем ПК, відсилаючи у автоматичному режимі сигнали несправності.

Для забезпечення функціонування ACARS необхідна розгалужена наземна інфраструктура до складу якої входить велика кількість приймально-передавальних центрів та комутаційних пунктів, що належно розвернута у багатьох регіонах земної кулі. ACARS забезпечує двосторонній зв'язок між авіакомпаніями та їхніми ПК, що знаходяться у повітрі. Проте основною метою системи є інформування о наявному етапі польоту та технічному стані обладнання. Крім того пілоту надається можливість користуватися великою кількістю інформаційних сервісів, що доступні у цифровій мережі наземного електрозв'язку. Так наприклад можуть завантажуватись дані о метеоумовах METAR чи TAF для будь-якого місця земної поверхні.

Узагальнена структурна схема отримання інформації, що до руху ПК через систему зв'язку ACARS наведена на рис.1. Під час польоту за маршрутом бортове обладнання ACARS формує та періодично випромінює повідомлення, що містять інформацію щодо положення ПК у повітряному просторі. Ці сигнали у VHF діапазоні приймаються приймачем, що входить до складу радіоприймального центру. Прийняті сигнали декодуються, а отримані повідомлення з борту ПК зберігаються у спеціалізованій базі даних.

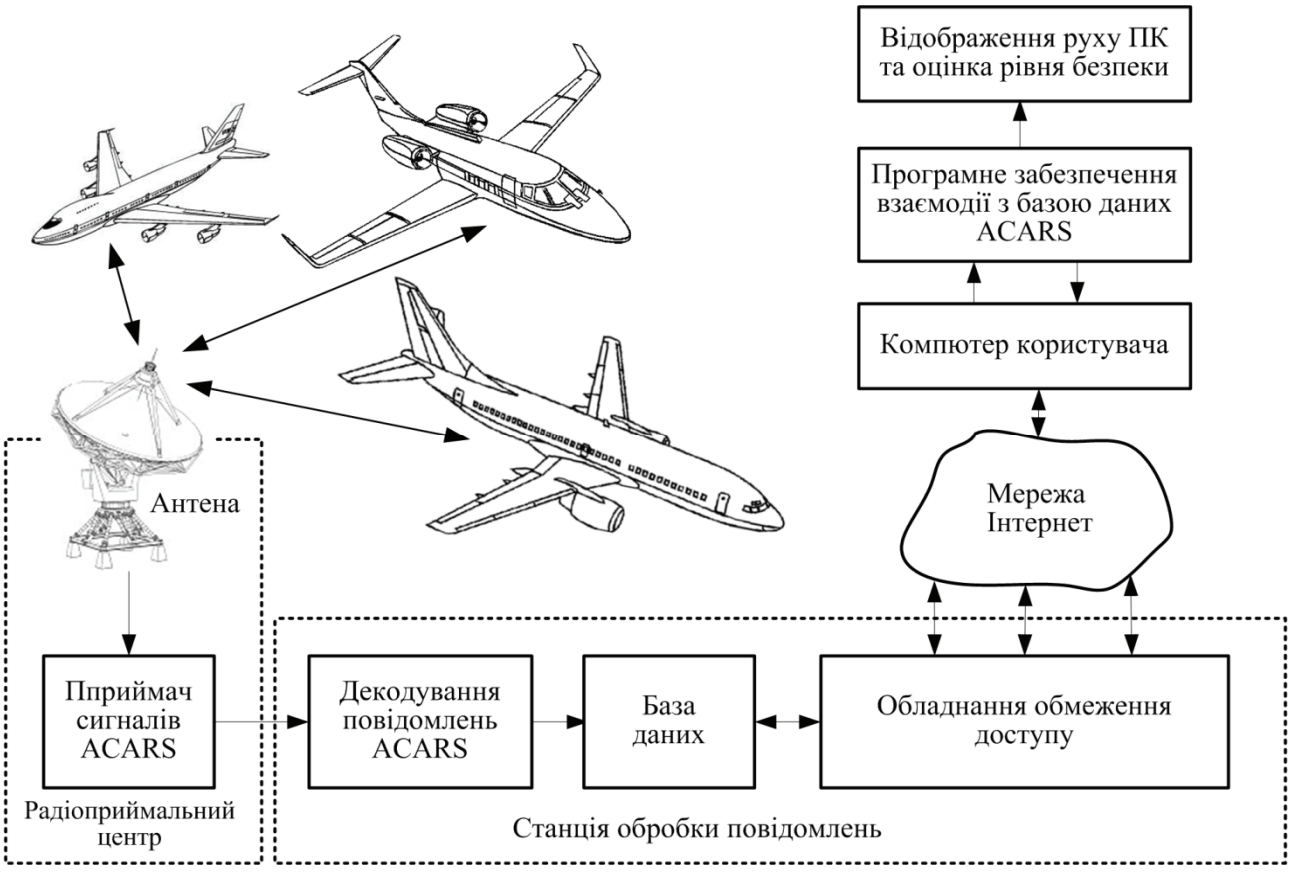


Рис. 1. Узагальнена структурна схема моніторингу повітряного руху

Доступ до повідомлень ACARS збережених у базі даних забезпечується через авіаційну наземну мережу цифрового обміну даними та через компютерну мережу Інтеренет [9]. Захист інформації забезпечується обладнанням обмеження доступу. В залежності від конфігурації приватності сервігного обладнання доступ до даних може бути вільним чи за аутентифікацією користувача. У загальному випадку будь-який користувач через мережу Інтернет може отримати доступ до даних за допомогою спеціального клієнтського програмного забезпечення. Так наприклад програмне забезпечення "ClientNG" забезпечує можливість прямої взаємодії з базою даних ACARS (рис.2). За її допомогою можливо переглядати будь-які повідомлення ACARS за будь-який період та створювати «локальну» базу повідо-

млень. Після збереження даних у локальній базі її можна використовувати для відображення користувачу чи для проведення статистичної обробки.

Рис.2. Повідомлення ACARS отримані за допомогою «ClientNG»

У повідомленнях ACARS передається інформація різного типу. Крім того необхідно враховувати, що формат повідомлень теж відрізняється оскільки більшість авіакомпаній застосовують свої власні формати для передачі лише тієї інформації, яка їм потрібна. Проте структура повідомлення про місцеположення ПК системи ACARS залишається однаковою. Це дає можливість створення програмного забезпечення для виділення повідомлень пов'язаних з місцеположенням ПК та відображення їх для потреб моніторингу повітряного руху.

Типове повідомлення про місцеположення ПК містить таку інформацію:

- тип повідомлення;
- географічна широта та довгота;
- ешелон польоту.

За допомогою спеціального програмного забезпечення повідомлення ACARS декодуються з подальшим вибором інформації, щодо місцеположення. Після перетворення координат отримане місце положення ПК може бути відображене на карті земної поверхні. У якості картографічної інформації можливе використання картографічних серверів (Google чи Yandex), що забезпечують безкоштовий доступ. При відстеженні руху окремого ПК ділянка карти автоматично вибирається таким чином, щоб ПК, що відображається завжди знаходився у центрі та не виходив за задані допустимі межі.

Для зручності та наочності кожен ПК відображається спеціальним символом з винесеним формуляром, що відображає реєстраційний номер ПК та номер зайнятого ешелону польоту. Інформація, щодо місцеположення на карті оновлюється кожен раз коли надходить нове повідомлення, при чому траєкторія руху ПК зберігається на карті з відображенням точок попереднього місцеположення.

На рис.3 наведено приклад моніторингу повітряного руху за розробленим програмним забезпеченням у повітряному просторі поблизу Ванкувера (Канада). Повідомлення ACARS отримані через сервер з відкритим доступом (адреса у мережі Інтернет: Ladysmith.no-ip.info).

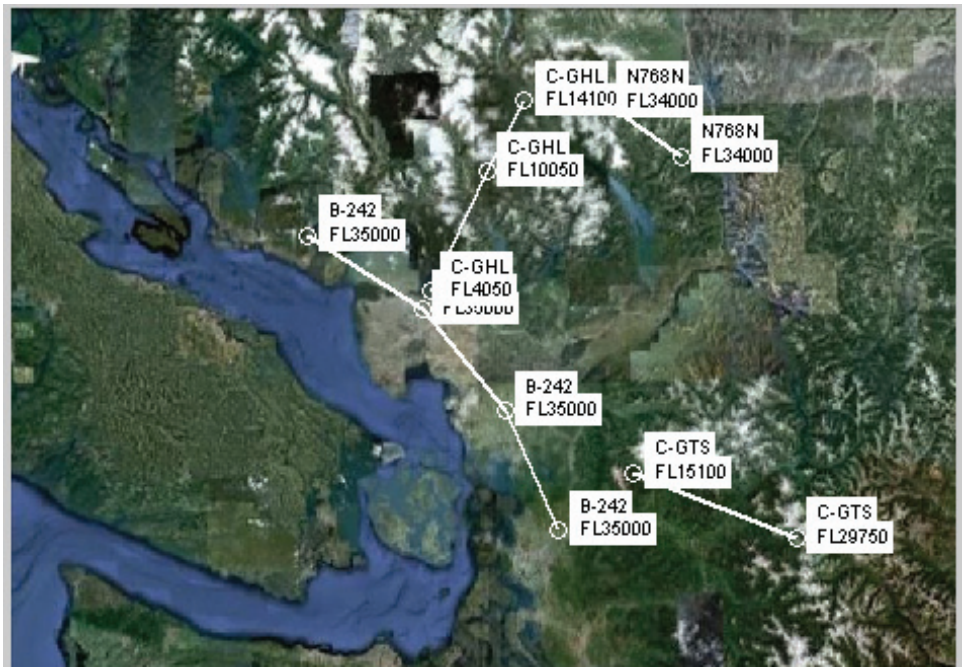


Рис. 3. Моніторинг повітряного руху за повідомленнями ACARS

Висновки

Питання моніторингу повітряного руху є одними з найважливіших при забезпечені заданого рівня безпеки. Сучасні цифрові мережі передачі даних надають великі можливості для моніторингу місцеположення та стану систем ПК. Проте можливості сучасних цифрових мереж передачі даних на сьогоднішній день є недоступними для більшості авіакомпаній. Відповідно до цього наявні системи цифрової передачі даних ACARS залишаються актуальними. Представлений підхід до моніторингу повітряного руху дозволяє забезпечити відстеження польоту ПК у глобальному масштабі. Наведене програмне забезпечення дозволяє моніторити рух ПК та відображувати відмітки ПК на зображенях підстилаючої поверхні.

Список літератури

1. Moir Ian. Civil avionics systems / Ian Moir, Allan Seabridge. - John Wiley & Sons, 2006 - 396 pages
2. Tooley Mike, Michael H. Tooley. Aircraft digital electronic and computer systems: principles, operation and maintenance // Mike Tooley, Michael H. Tooley. - Butterworth-Heinemann, 2007 - Technology & Engineering - 198 pages
3. Офіційний сайт «FlightAwere corporation»: www.flightaware.com
4. Офіційний сайт «Fly Smarter»: www.flightstats.com
5. Офіційний сайт «ACARS decoder»: www.acarsd.org
6. Офіційний сайт «Watch aircraft live»: www.flightradar24.com
7. Stacey Dale. Aeronautical radio communication systems and networks / Dale Stacey. - John Wiley and Sons, 2008 - Technology & Engineering - 350 pages
8. Sudarshan H.V. Seamless sky / Hindupur V. Sudarshan. - Ashgate Publishing, Ltd., 2003 - Transportation - 395 pages

UDC: 656.7.052 (043.2)

Yu.V. Chynchenko, cand. sc., associate professor,
M.S. Ivanenko, assistant engineer,
R.I. Lobanov, assistant engineer,
(National Aviation University, Ukraine)

PRINCIPLES OF COLLABORATIVE DECISION MAKING APPLICATION AT UKRAINIAN AIRPORTS

Article deals with general principles of airport collaborative decision making concept. The Eurocontrol methodology of practical application of collaborative decision making at European airports and the long-term plan of implementation of concept in Ukraine are considered.

Introduction

Airport Collaborative Decision Making (CDM) is a project which aims at improving Air Traffic Flow and Capacity Management (ATFCM) at airports by reducing delays, improving the punctuality of events and optimising the utilisation of resources [1].

Airport CDM allows an airport partner to make the right decisions in collaboration with other airport partners (the airport operator, aircraft operators, ground handlers, the air navigation service provider, the Central Flow Management Unit – CFMU and support services), knowing their preferences and constraints in regard to the actual and predicted situation.

The objective of the Airport CDM project is to improve the overall efficiency of operations at an airport, with a particular focus on the aircraft turn-round procedures. This is achieved by enhancing the decision-making process by the sharing of up-to-date relevant information and by taking into account the preferences, available resources, and the requirements of those who are involved at the airport.

Principles of airport collaborative decision making concept

After many years of en-route delays we are now entering a new phase where en-route delays are decreasing due to introduction of measures such as Reduced vertical separation minimum and 8.33 kHz channel spacing, however we now observe an increasing in airport delays as it tries to cope with increasing demand that cause apron and taxiway congestion, traffic and frequency overload, missed connections between passengers and baggage, inefficient use of resources (manpower and equipment) and airport infrastructure, poor airport slot compliance, inadequate information flow and traffic load predictions. Therefore airports are becoming a bottleneck of air transport network. Airport CDM is proposing a pragmatic solution for the airports to become more efficient.

The main Airport CDM Partners are: Airport Operators, Aircraft Operators, Ground Handlers, De-icing Companies, Air Navigation Service Providers, CFMU and Support Services (Police, Customs and Immigration etc).

Airport CDM brings substantial benefits to all partners by improving the quality of information on which decisions are made. This will lead to enhanced operational efficiency and facilitate optimum use of available capacity. Air Traffic Control will benefit from improved runway and capacity planning. More accurate take off time predictions will lead to more accurate calculations of the network demand by the CFMU. This enhanced flow and capacity management will result in better Air Traffic Flow Management (ATFM) slot compliance and reduced number of missed slots. As to Airport Operators, improved use of stands/gates will increase capacity.

More stable traffic flows and reduced taxi times will lead to fewer queues at the runway or congestion on the apron or taxiways. The Ground Handlers will benefit from more accurate arrival times, which allows for more accurate planning with more efficient use of resources. As an Aircraft Operators you will have an improved awareness about the status and location of the aircraft. Together with sequence information and better arrival times, more accurate fleet predictions will be the result. Fuel burn due to queues at the threshold will be reduced, which has both economic

and environmental benefits. Passengers will benefit from reduction in delays, and fewer missed connections. Also for arrivals more accurate information can be delivered to the Flight Information Display System (FIDS) and service desks.

Besides, experts presented the results of a new Cost-Benefit Analysis for all elements of Airport CDM. The study concluded that for every 1 EURO invested in Airport CDM, within 10 years up to 9 EUROs would be paid back – and within 2 years the initial investment would be repaid. Of course, costs and benefits will be different at every airport and will depend on many factors, such as complexity of traffic, airport layout, number of participating partners or sophistication of the systems in use.

Airport CDM development

For achieving the maximum benefits the Airport CDM should be developed taking into account several compulsory elements [2]:

- information sharing is essential in that it forms the foundation for all the other elements and must be implemented first;
- the milestones approach (turn-round process) aims to achieve common situational awareness by tracking the progress of a flight from the initial planning to the take-off;
- variable taxi time is the key to predictability of accurate take-off in block times especially at complex airports;
- collaborative pre-departure sequence establishes an off-block sequence taking into account operators preferences and operational constraints;
- CDM in adverse conditions achieves collaborative management of a CDM airport during periods of predicted or unpredicted reductions of capacity;
- collaborative management of flight updates enhances the quality of arrival and departure information exchanges between the CFMU and the CDM airports.

But whatever the main area that needs improving is, the basic steps of Airport CDM are always the same: create common situational awareness by sharing the right information at the right time with the right partners, create a common airport information platform, use one common vocabulary, develop tools and procedures that are acceptable to all partners.

In Europe the job of balancing demand and available capacity of airspace is done by the CFMU. This function helps to use finite capacity effectively, and aims to avoid overloading air traffic controllers. But there is currently no link between airborne and ground flight segments and although information from the airports plays a key role in the efficient planning of the CFMU, airports are not truly integrated in the “gate-to-gate” planning process.

Airport CDM introduces two new automatic messages that provide the “missing link”. CDM airports are connected with the CFMU via Flight Update Messages (FUM) and Departure Planning Information (DPI) messages. These messages keep the CFMU up-to-date with progress and enable them, if necessary, to update Calculated Take Off Time and send an FUM to the next destination airport. Both these messages are transmitted in standard ADEXP (EUROCONTROL Specification for ATS Data Exchange Presentation) format. This all helps to improve predictability and extend the local benefits of Airport CDM to the whole ATM network.

Practical examples of CDM implementation in European airports

Experience with Airport CDM at the pioneer airports has shown substantial improvements in the predictability of the turn-round process, enhanced adherence to the ATFM slots, and an overall positive effect on delays. This paves the way for reducing sponging (buffering) in airline schedules which means they can take less fuel on board and reduce the weight of the aircraft.

This results in financial benefits to airlines and environmental benefits for everyone. After successful trials, Munich became the first airport fully involved to the Airport CDM on June 7, 2007 (Fig. 1). At Munich the ATFM delay has decreased compared with flights to non-CDM airports since the data exchange with the CFMU started [3].

After a detailed gap analysis carried out by EUROCONTROL in 2004, the CDM project has been started as a common project to all partners led by DFS and FMG. It is based on the existing

COB procedure for MUC Airport, improving the inbound and outbound information at Munich airport and providing a pre-departure sequence.

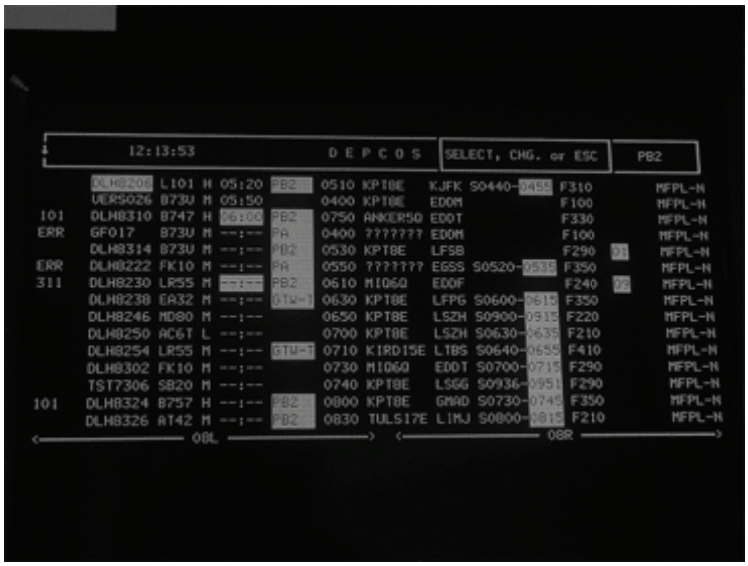


Fig. 1. Munich airport CDM, integrated in the Departure Coordinating System of DFS TWR

Application of the CDM concept in Ukraine

It is well known that all over the globe the number of flights grows annually, it is considered that an overall number of flights in Ukraine will grow from 429 000 in 2010 to 702 000 in 2017 (data is obtained from EUROCONTROL STATFOR Interactive Dashboard). Thus an airport system should be developed enough in order to meet the needs of the growing traffic. Considering scenario of arrival-departure flights increase in Ukraine, from the Figure 2 we see how rapid it is, and if we take into account a great aircraft flow that will be caused by football championship EURO-2012 that will partly take place in Ukraine it is obvious that amount of arrival-departure flights will definitely overcome the maximum airports` capacities [4,5].

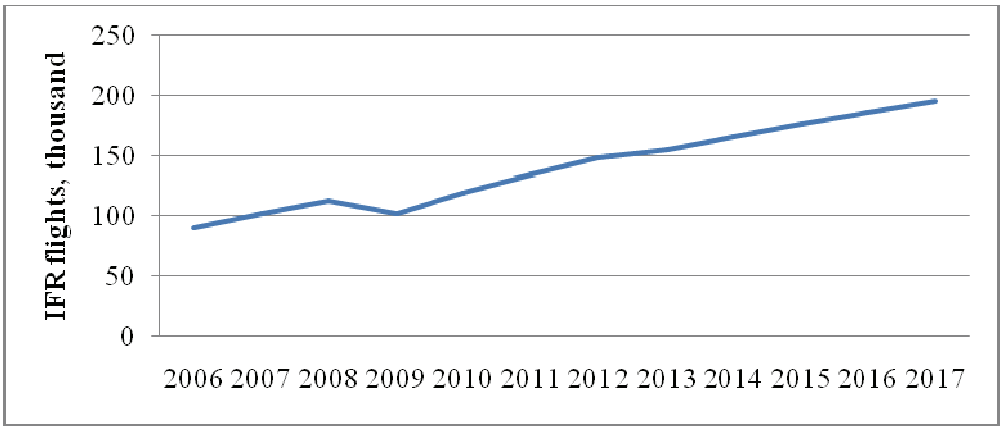


Fig. 2. Ukraine Medium-Term Forecast 2011-2017

EURO-2012 will take place in such Ukrainian cities as Kyiv, Lviv, Donetsk and Kharkiv. Corresponding airports are being continuously developed in order to cope with future demand. Modernizations in corresponding airports one can see in Table 1 [4,5].

Along with airports' infrastructures and capacities development Airport CDM will bring transparency and trustworthiness into the information flow between partners, that will directly lead to the decrease in delays and workload, better coordination and efficient usage of airports' power.

Nowadays national aviation authorities have realizes necessity in Airport CDM implementation in Boryspil Airport. Since January 2011 EUROCONTROL specialists started developing CDM Implementation Plan for Boryspil Airport and already in April 2011 Memorandum of Understanding and Service Level Agreement will be signed by CDM Partners in Boryspil Airport. Finally Airport CDM is planned to be fully put in operation by June 2012.

Table 1

Modernization of Ukrainian airports by EURO-2012

Airport	Description
Boryspil International Airport	- Today's capacity: 1840 passengers/hour; - Maximum capacity during Euro-2012: 6050 passengers/hour; - 5 terminals will be put in operation instead of 4 already existing; - "D" terminal capacity: 3000 passengers/hour; "B" terminal capacity: 1450 passengers/hour, "F" terminal capacity: 900 passengers/hour.
Donetsk International Airport	- Today's capacity: 300 passengers/hour ; - Maximum capacity during Euro-2012: 3100 passengers/hour; - 3 terminals will be put in operation instead of 1 already existing; - Maximum number of arrival/departure: 36 per hour; - Maximum aircraft amount on stands: 118; - New runway (ICAO 4F) of 4 km will be able to work with such aircraft as Boeing 747-400, Airbus A-380, IL-96-300.
Lviv International Airport	- Today's capacity: 300 passengers/hour ; - Maximum capacity during Euro-2012: 1900 passengers/hour; - 3 terminals will be put in operation instead of 1 already existing; - Runway will be reconstructed and lengthened up to 3200 m; - Modified airport will be able to service aircraft of the next categories:"A", "B", "C", and "D".
Kharkiv International Airport	- Today's capacity: 100 passengers/hour + 1300 passengers/hour caused by new terminal opening; - Maximum capacity during Euro-2012: 2550 passengers/hour; - 3 terminal will be put in operation instead of 2 already existing; - New runway will be built with the length of 2500 m; - In time of Euro-2012 usage of old and new runway is planned, in order to except 25000 people (100-120 aircraft) during the few hours in days of football match.

Conclusions

Field trials at five major European airports are being conducted in order to develop the airport CDM processes. Initial results from these trials have already identified an improvement in stand and gate allocation, resource management, and slot adherence which can lead to a reduction in costs, delays and passenger complaints on displayed flight information. The introduction of DPI and FUM messages will lead to a more efficient slot allocation and en-route capacity management. Therefore implementation of the aerodrome CDM concept in Boryspil airport and other major international airports of Ukraine by the EURO-2012 significantly increases their capacity, co-ordination and overall efficiency in a long term perspective.

References

1. *http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/proj_Airport_CDM.html*
2. *http://www.euro-cdm.org*
3. *http://www.munich-airport.de/en/business/branchen/verkehr/cdm/index.jsp*
4. *http://www.uksatse.ua*
5. *http://avia.gov.ua*

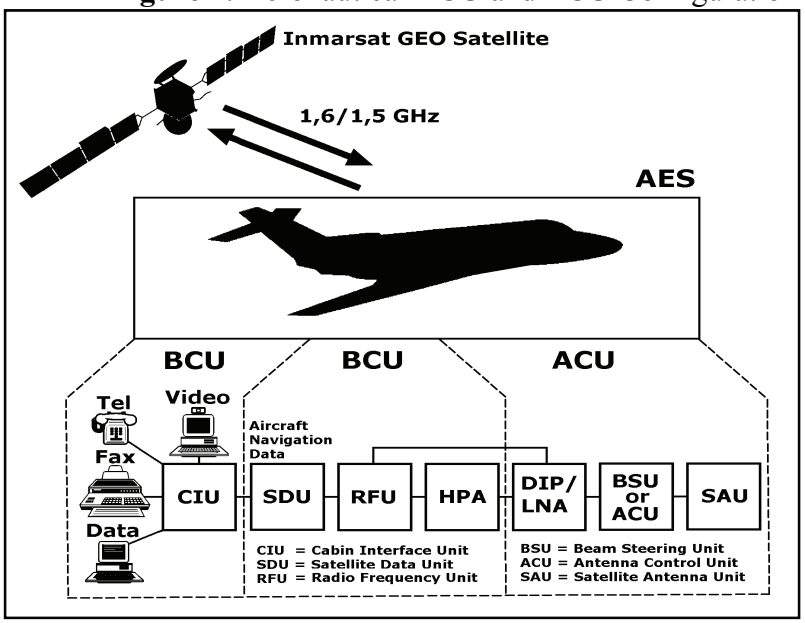
AIRBORNE SATELLITE ANTENNA SYSTEMS

This paper describes the Mobile Satellite Antenna (MSA) for aeronautical applications as relatively large and heavy, especially airborne High Gain Antenna (HGA) system for Inmarsat-H, High Speed Data (HSD), Swift64 and SwiftBroadband Aircraft Earth Stations (AES). Thus, over the past decade the steering airborne antenna system, which comprises the mechanical assembly, the control electronic system, the microwave electronic package and the antenna assembly (arrays and steering elements), is reduced considerably in both physical size and weight. These reductions, brought about by greater Effective Isotropic Radiated Power (EIRP) from satellite transponders coupled with GaAs-FET technology at the front end the receiver leading to higher G/N RF amplifiers, have made initially the fitting of shipborne antennas on tracks, locomotives and airplanes a reality. A little later were developed airborne and vehicleborne MSA on the basis of these shipborne antennas. The airborne satellite antennas have to be always pointed towards the satellite in spite of aircraft motions. At this point, the mount airborne satellite system as one of the main requirements in designing the mobile satellite antenna systems from the technical and rational viewpoints is described.

1. Aircraft Earth Station (AES)

The AES terminals are on board aircraft-installed radio communication sets capable of communicating via satellite with Ground Earth Stations (GES) in the Inmarsat Satellite Network for access to Terrestrial Telecommunication Networks (TTN). The Inmarsat at first, and Globalstar and Iridium satellite operators later, were developed several standards of AES for installation on board of civil and military airplanes and helicopters**.** The Inmarsat AES terminal receives and process RF signals from the satellite, then format and transmit RF signals to the satellite at L-band (1,6/1,5 GHz). The AES interfaces on board systems, such as duplex Tel, Fax, data and video equipment for aircraft, which standards meets the requirements of the ICAO and industry standards such as ARINC Characteristics 741 as well as Inmarsat standards. In this case, Inmarsat is not concerned with packaging, and only requires compliance to its SDM (System Definition Manual) for ground system access. In fact, ARINC 741 describes one physical implementation of the Inmarsat system, which Characteristics 741 for AES comprises Above Cockpit Units (ACU) and Below Cockpit Units (BCU) illustrated in **Figure 1.** The BCU are electronic elements of transceiver unit usually installed inside of the pilot cabin (cockpit), while ACU are mounted on either top or sides of the aircraft fuselage frame. The main elements of BCU and ACU units are as follows:

Figure 1. Aeronautical ACU and BCU Configuration



Courtesy of Manual: Aeronautical Services by Inmarsat

1. Satellite Data Unit (SDU) - The SDU is the heart of the AES. It interfaces with other on board avionics including the aircraft navigation system (GPS, GNSS or GLONASS and new CNS), and performs most of the, protocol, data-handling, modulation/coding and demodulation/decoding functions of the AES.

2. RF Unit (RFU) - The RFU converts IF inputs from the SDU into L-band RF signals, which are sent to HPA for transmission. It also receives the L-band RF signal from the satellite via the LNA, converts them to IF and passes them to the SDU.

3. High Power Amplifier (HPA) - It amplifies the transmitted RF signal from the RFU to the appropriate power level required to maintain only the air-to-ground Mobile Satellite Communication (MSC) link.

4. Diplexer/Low Noise Amplifier (DIP/LNA) - Diplexer is providing separation of Rx (receiver) and Tx (transmitter) signals, while LNA amplifies the RF signals received by the antenna to compensate for system signal losses and proceed them to the RFU.

5. Beam Steering Unit (BSU) - The BSU is also otherwise known as Antenna Control Unit (ACU) when used with a mechanically steered antenna, controls the pointing of the airborne antenna. Namely, it receives instructions from the SDU on where to point the antenna beam. The instructions are converted into steering commands, either electronic or electro-mechanical, to point the antenna beam towards the desired satellite.

6. Satellite Antenna Unit (SAU) - The antenna as a part of ACU is the important component, which is mounted to the exterior of the aircraft fuselage enabling the system to transmit and receive RF signals to/from the satellite. In effect, there are the following three kinds of antennas specified by gain performance for use in the Inmarsat Aeronautical Mobile Satellite Communication (AMSC) systems: Low Gain Antenna (LGA), Intermediate Gain Antenna (IGA) and High Gain Antenna (HGA).

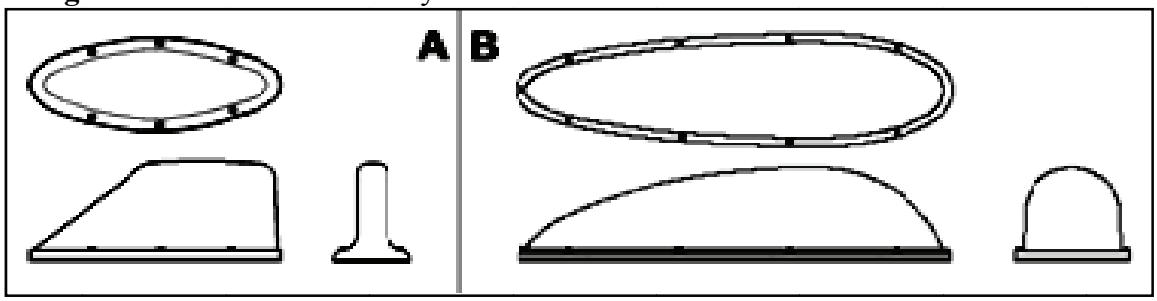
2. AES Antenna Systems

The commercial AMSC service worldwide have been providing by the Inmarsat network since 1990 with Aero-H and L standards. The new AMSC service is provided by Iridium and Globalstar networks. In fact, all airplanes easy can use Inmarsat-C and mini-M shipborne terminals, but because of big speed of aircraft and small space in cockpit all AES terminal unit and antenna system designs are modified more aerodynamically and in very flat shape. At this point, in 1992 and 1998 were developed Aero-C and L standards respectively, and recently is developed Aero mini-M and H/HSD standards for installations on board of different types aircraft. There are many different categorizations of Aero standards, but the most reasonable today is classification on three already mentioned major antenna groups: LGA, IGA and HGA. In such a way, all kind of aircraft antennas provides simultaneous full duplex and two bands of transceiving operations (Tx and Rx).

1. LGA System - The LGA system is very small omnidirectional low gain and not tracking antennas, which are designed to support both aeronautical Inmarsat-C/GPS and L transceivers for aeronautical automatic low bit rate data reporting and message transfer of position reports, performance data and operational messages on a global basis, from sea level to about 20 km and all the way from 70° N to 70° S. This System consists of an antenna element, a diplexer, an LNA, and C-class HPA. Its gain is 0 dBi, EPIRB is about 12 dBW, G/T is –32 dBW and its radiation pattern is omnidirectional to cover over 85% of the upper hemisphere above an elevation angle of 5^{o}. The typical sample of this antenna is the aeronautical Capsat antenna system manufactured by Sensor Systems Inc. consists of a TT-3002A MSA (Jet Blade) and a TT-3001F HPA/LNA Pack. This antenna system is then connected to the Thrane & Thrane TT-3024A Aero Inmarsat-C/GPS Capsat Transceiver. Dimensions of antenna radome unit are 116x297.4x108 mm, and weight is 680 g. Working ambient is between –55°C and +85°C on altitude about 21 km. These particulars are for Aero-C standards, which assembly drawing is presented in **Figure 2. (A),** although some of Aero-L standards have same shape of antenna. Otherwise, the Aero-L antenna provides EIRP of minimum 16,5 dBW, G/T of –13 dBK, 93% coverage and can serve as the reversionary antenna

below 7 dBW of EIRP for Aero-H configurations. The LGA system is suitable for aircraft and jets that do not need voice or HSD communications.

Figure 2. Inmarsat Antenna Systems for AES



Courtesy of Manuals: User and Installation Manuals by Thrane & Thrane

2. IGA System – This antenna system is medium 2-axis mechanically steered phased array intermediate gain antennas designed to support both aeronautical Inmarsat-I and M. The typical sample of IGA is integrated TT-5006A innovative solution for Aero-I and M installations on small and medium sized business aircraft, which can be used for both multi Aero-I and single channel Aero-M AES, presented in **Figure 2. (B).** It is the smallest aero-satellite antenna which interfaces to the TT-5000 and TT-3000M series of Thrane & Thrane transceivers for Aero-I and M respectively, available for voice, fax prints, data transfer or E-mail messages. This MSA contains its build in Navigational Reference System including the GPS antenna with magnetic and altitude sensing for stand-alone operations, angular sensors and as well as electronics for performing this task. All these functions are contained within the unit. Otherwise, electrical characteristics of TT-5006A MSA are as follows: gain is 6 dBi, EIRP is 14 dBW, G/T is –17 dBK, and axial ratio of minimum 6 dB with coverage volume of over 85% above 5° elevation angles. Dimensions of this antenna are 560x150x124mm, and weight is 2,2 kg. The antenna is the smallest combined navigational and MSC antenna in this class with an ultra light construction, which offers very low drag (less than 3 pounds drag at Mach 0.8 on a small jet). The latest state of the art technology from the well-proven Thrane & Thrane IGA unit products provides ideal solutions for all short/medium haul business and military aviation.

3. HGA System – This antenna system is medium 2-axis electronically steered phased array HGA, which are designed to support aeronautical Inmarsat-H, H+ and HSD+ standards. The two typical representatives of HGA products are as follows:

a) The solution of HGA to support Inmarsat Aero-H and H+ standards with, which both provides channel rates up to 10,5 Kb/s supporting multichannel voice, Fax and data, while Aero-H+ system optionally also can use the higher power of the Inmarsat-3 satellites when operate within the spot-beam coverage area.

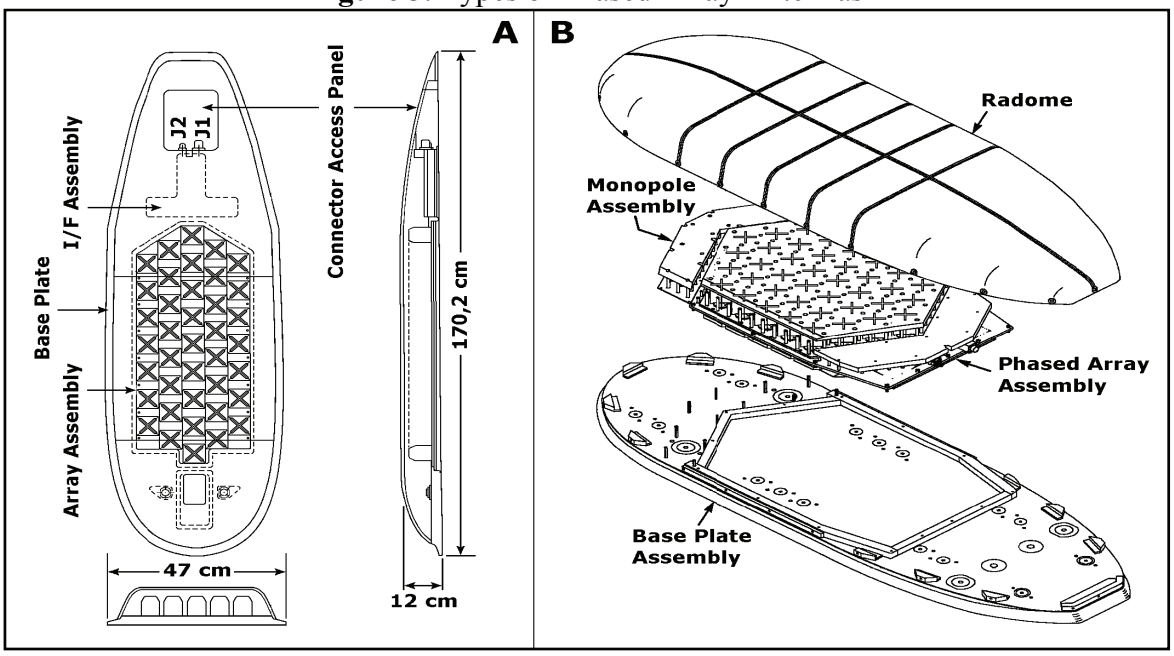
b) The combination of a HGA TT-5000HSD+ Thrane & Thrane and new Inmarsat GAN or Swift 64 technology to provide Aero-H+ capability together with a dedicated HSD rate channels up to 64 Kb/s of Mobile Packet Data Service (MPDS).

The HGA is usually planar phased array of a number of identical crossed-dipole elements arranged in a grid. For instance, the CMA-2102 HGA of Canadian Marconi Company has 39 crossed-dipole array elements presented in **Figure 3. (A),** and the T-4000 HGA array system manufactured by US-based Company Tecom has 44 crossed-dipole illustrated in **Figure 3. (B).** In such a way, both antennas provide simultaneous transmission and reception of full-duplex satellite signals, namely the Tx and Rx band. Beam steering of the HGA is performed via serial transmission of phase-shifter data from the Beam Steering Unit (BSU).

The BSU converts tracking and pointing coordinates (relative azimuth and elevation of antenna) from the Satellite Data Unit (SDU) into signal needed to select the antenna array elements in combinations that point the antenna beam in the desired direction. This form of beam antenna steering is known as open loop steering, which requires the SDU to receive accurate and timely

navigation information. At any rate, all steering operations are transparent to the user since the antenna BSU/SDU combination ensures that the beam automatically points in the desired direction.

Figure 3. Types of Phased Array Antennas



Courtesy of Manuals: High Gain Antenna by A) Canadian Marconi Co and B) Tecom

Diplexer/Low Noise Amplifier (DIP/LNA) enable RF signal to be sent and received. The 3 RF ports such as: antenna, transmit and receive of the DIP/LNA provide signal routing and filtering functions. Signal in the Rx band are routed from the antenna port to the receive port; while Tx band signals are routed from transmit port to the antenna port.

The Rx path filters the Tx signal and other out-of-band signals to prevent the LNA and other Rx side components from being driven into nonlinear operation. The Tx path filters receive band signals so that noise and spurious signals from HPA do not increase the noise floor of the receiver. This unit established the noise floor of the communications system by boosting the signals and noise received from the antenna unit to a level much greater than the noise level of subsequent components in the receive path. Thus, the DIP/LNA provides at least 55 dB gains and noise figure of less than 1,8 dB. Since any transmission line losses between the antenna and the DIP/LNA decrease the signal strength and increase the noise floor, cable lengths between the antenna and DIP/LNA should be minimized, which maximum loss allowed is 0,3 dB.

The base plate of antenna is a mount for the phased-array antenna and the radome, and provides a mating interface to the aircraft airframe. The phased array antenna is mounted to the antenna system base plate. The radome provides physical protection for the electrical components. It is of multilayer fiberglass construction and a painted with Teflon paint. This paint prevents ice buildup and resists common chemicals normally used around aircraft, such as deicing fluid. The radome is outfitting with metallic strips, grounded to the base plate and fuselage, which serve to divert lighting and eliminate disturbing any of antenna or avionics electrical components.

The HGA low profile with aerodynamically designed radome minimizes drag, and eliminates icing. Hence,

This design has been optimized for installation on the

long/medium haul passenger aircraft. Since it can be mounted anywhere along the top of the fuselage, it is suitable for a wide range commercial and military of airframe types. For that reason, typical performance characteristics of the HGA are as follows: gain is between 12 and 17 dBi over 90% of IH (Inmarsat Hemisphere), i.e. coverage or minimum of 9,5 dBi over 100% of IH; EIRP is about 25,5 dBW over 92,6% of IH, where assumes 40 W HPA and 2,5 dB of cable loss; G/T is

about –13 dBK over 90% of IH; and axial ratio is about 6 dB over 96,5% of industry (Inmarsat) hemisphere. Practically HGA is known as a high-gain antenna for aeronautical application, but actually this type of MSA is medium-gain airborne antenna.

3. Conclusion

It is obvious that MSA configuration needs to be compact and lightweight. These requirements will be difficult to achieve because the compact antenna has two major electrical disadvantages such as low gain and wide beam coverage, and because directional antenna has quite heavy components. However, a new generation of powerful satellites with high EIRP and G/T performances should permit the design of compact and lightweight MSA.

In such a way new physical shapes and less weight are very important requirements in connection with compactness and lightweight, what will permit easier installation and maintenance. With airborne antennas on large jumbo jets, installation requirements are not as limited compared to very small aircraft and helicopters, because even small jets have more space on fuselage to install an antenna system. However, in the case of small jets, especially helicopters, low profile and lightweight equipment is required. The requirements are the same in jumbo intercontinental aircraft, although more stringent conditions are required to satisfy ICAO standards. Low air drag is one of the most important requirements for aircraft MSA. A phased array MSA is considered to be the best candidate for aircraft and helicopters because of its very low profile, convenient mechanical strength and easy installation.

References

[01] Evans B.G., "Satellite Communication Systems", IEE, London, 1991.

[02] Fujimoto K. & James J.R. "Mobile Antenna Systems Handbook", Artech House, Boston, 1994.

[03] Gallagher B. "Never Beyond Reach", Book, Inmarsat, London, 1989.

[04] Group of Authors, "Antenna Design", Peter Peregrinus, London, 1986.

[05] Group of Authors, "CMA-2102 Aero Satcom High-Gain Antenna", Canadian Marconi, Ville St-Laurent, 1997

[06] Group of Authors, "Inmarsat Aeronautical Services Reference Manual", Inmarsat, London, 1995.

[07] Group of Authors, "T-4000 High-gain Antenna System", Tecom, Chatsworth, 1995.

[08] Huurdeman A.A., "Guide to Telecommunications Transmission Systems", Artech House, Boston-London, 1997.

[09] Ilcev D. St. "Characteristics and Development of Global Mobile Satellite Communications for Maritime, Land and Aeronautical Applications" (Dr/PhD Thesis), Faculty of EE "Nikola Tesla", Belgrade, Serbia, 2000.

[10] Maral G. & others, "Satellite Communications Systems", John Wiley, Chichester, 1994.

[11] Ohmory S., Wakana. H & Kawase S. "Mobile Satellite Communications", Artech House, Boston, 1998.

St. D. Ilcev (Mangosuthu University of Technology (MUT) South Africa)

MOUNT AND TRACKING SYSTEMS OF AIRBORNE SATELLITE ANTENNA

The mount and tracking systems of Mobile Satellite Antenna (MSA) for aeronautical applications are quite complex because they are relatively large and heavy, especially airborne High Gain Antenna (HGA) for Inmarsat-H, and High Speed Data (HSD) Swift64 and SwiftBroadband Aircraft Earth Stations (AES). Over the past decade the steering airborne antenna system, which comprises the mechanical assembly, the control electronic system, the microwave electronic package and the antenna assembly (arrays and steering elements), is reduced considerably in both physical size and weight. Namely, these reductions, brought about by greater Effective Isotropic Radiated Power (EIRP) from satellite transponders coupled with GaAs-FET technology at the front end the receiver leading to higher G/N RF amplifiers, have made initially the fitting of shipborne antennas on tracks, locomotives and airplanes a reality. The MSA systems are always required to be pointed towards the satellite in spite of mobile motions. Namely, the mount system is one of the main requirements in designing the MSA systems from the technical and rational viewpoints. In this paper are described the several types of mount system, such as mechanical, electrical, combined and other, especially those concerned with mobile antenna tracking system. Whereas, in the case of airborne and vehicleborne MSA, electrical pointing systems are preferable.

1. Airborne Antenna Mounting and Steering System

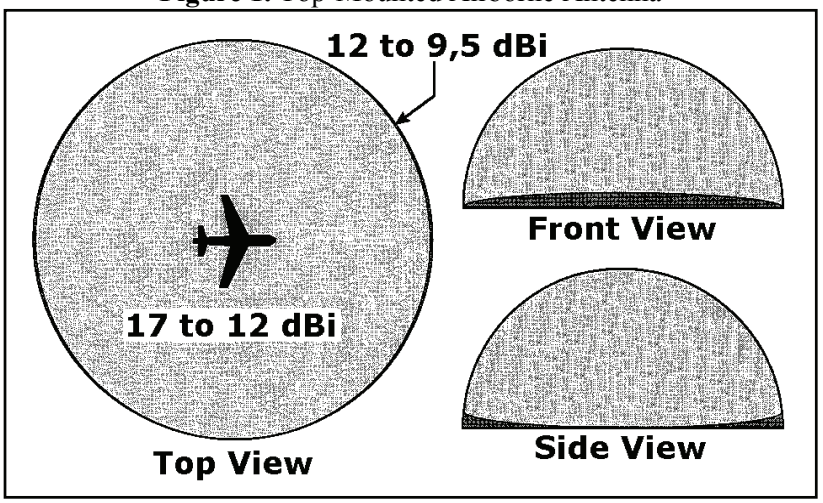
Gain is the fundamental electro-parameter controlling antenna operation. The HGA CMA-2102 of Canadian Marconi Company provides very good gain coverage, exceeding 12 dBi in 90%, and 9,5 dBi over 100% of Inmarsat hemisphere, which extends from 5^o upward over the horizon in level flight. This antenna provides very high gain values of 14 to 17 dBi within 50% of the hemisphere and has profound implications for the economic of the end user.

With superior receive gain, less satellite power is required for nominal service, and anyway more satellite channels can therefore be supported. In the other words, high transmit gain improves multi-channel operation capabilities by ensuring robust operation and the continuity of six-channel operation over a maximum coverage zone. The HGA CMA-2102 also exhibits good coverage below Inmarsat hemisphere. Measured gain exceeds 9 dBi when looking down to -3^o in the roll plane, while trials conducted in cooperation with Inmarsat verified that HGA has 10 dBi gains at 0^o elevation and can maintain a voice call to at least -2^o.

1.1. AES Antenna Mounting

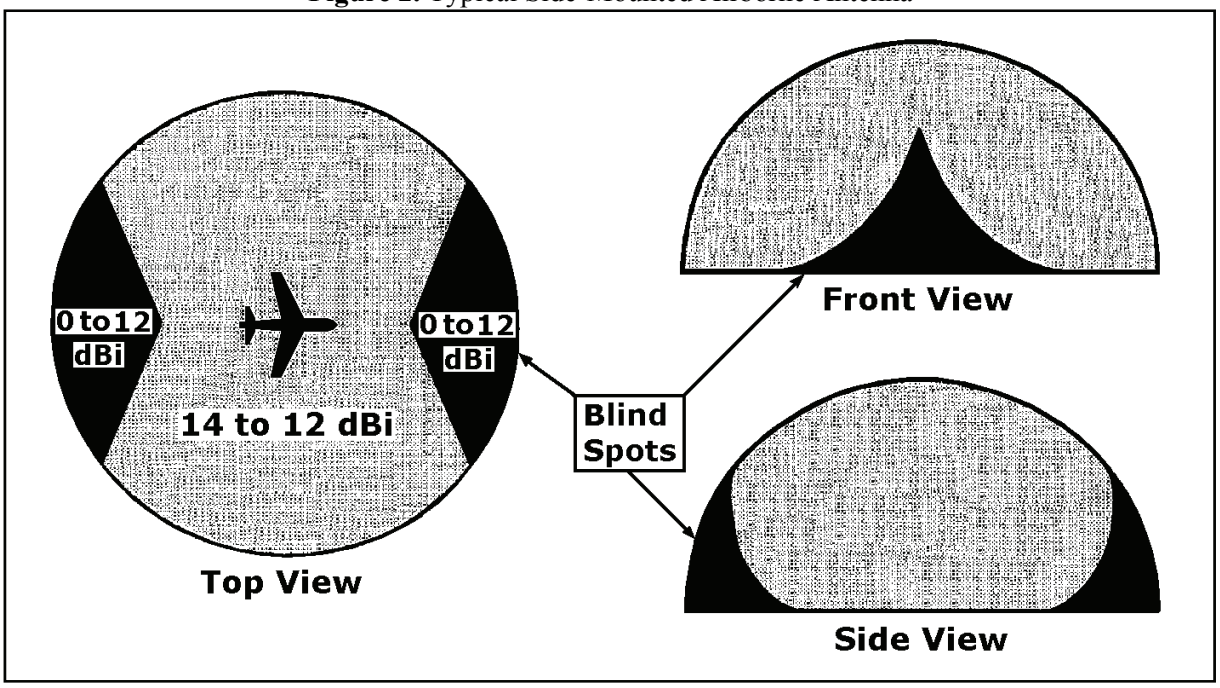
The airborne antenna assembly can be mounted either on top of the aircraft or on the both sides of fuselage frame of aircraft. In reality, the best possible position for placing the antenna system is the location on the top centerline of the aircraft coordinate system, as is shown in **Figure 1.**

Figure 1. Top-Mounted Airborne Antenna



Courtesy of Manual: CMA-2102 HGA Technical Description by Canadian Marconi Company

Figure 2. Typical Side-Mounted Airborne Antenna



Courtesy of Manual: CMA-2102 HGA Technical Description by Canadian Marconi Co

In this case, the antenna assembly location should be moved forward or aft along the centerline from the ideal position to maintain proper separation from other antenna systems. For instance, all L-band antenna systems must be separated at least 50,8 cm, or with 1,5 m preferred.

The top antennas mount provides satellite coverage independent of the direction of aircraft travel lines. In such a way, the top view is clear 100%, while front and both side views have a very small shadowing of signals on the lower level of the hemisphere. This heading independent antenna gain coverage is a very significant advantage which may, in the future, become an important condition for all type of aircraft to be permitted to use the optimal flight paths made possible by satellite-based Air Traffic Management (ATM). Hence the top mounted unique phased-array antenna architecture virtually eliminates the critical multiple coaxial RF wiring, combiners and electronic switching complexity associated with conformal antenna systems. This mounting requires only adapter and support plate, one single digital and coaxial cables: first to connect antenna with Beam Steering Unit (BSU) and second to connect antenna with DIP/LNA, what thereby simplifying installation and maintenance at the reduced acquisition cost.

On the other hand, typical side-mounted antennas has two identical antenna systems on both sides, two adapter/support plates and multiple phase-matched (coaxial) RF cables connected to two separate antenna BSU, DIP/LNA, high-power relays, dividers and combiners, what complexiting installation and maintenance with increased cost. In addition, typical side-mounted antennas have an inherent coverage deficiency due to their limited scan range. Thus, nose and tail bearings and shallow elevation angles to the satellite can reduce HGA gain values below 12 dBi, sometimes all the way to zero. These triangular areas, called blind-spots or keyholes, occurs in an aircraft fore and aft directions, extending horizontally about 45^{o} to each side at an elevation angle to the GEO satellite of 5^{o} and rising to a point about 45^{o} above the nose and tail, as is shown in **Figure 2.** Recent operational experience by a number of airlines has confirmed that the blind spots cause problems with satellite signal reception especially in certain areas of the world such as Pacific Rim. These blind spots are the frequent cause of problems including intermittent blackouts, dropped service calls and sometimes zero communications, even when the aircraft is well within the Inmarsat coverage zone, particularly at high latitudes with low elevation angles. In any case, these operational problems have been important factors in the switch from side-mounted to the top-mounted, what does not require two feeds from the HPA, multiple phase-matched RF cables, antenna switches, high-power relay, dividers and combiners.

Therefore, as is illustrated in **Figure 1.,** the top view of side-mounted airborne antenna is reduced on nose and tail sides with shadowing in total of about 12%, while both front and side views have a shadowing spots of about 15% each.

For that reason, the top-mounted antenna system can typically be installed with up to 1 dB less loss than permitted in Arinc-741 documents, resulting in better communications and greater channel availability. In addition, **Table 1.,** compares the top-mounted with a typical side-mount antenna design.

Table 1. Comparison of Top-Mount and Side-Mount Airborne Antennas

Gain Characteristics	Top-Mount	Side-Mount
Minimum Gain over 75% Inmarsat Hemisphere	13 dB	12 dB
Average Gain over 75% Hemisphere	15 dB	<13 dB
Minimum Gain over 100% Hemisphere	>9,5 dB	0 dB

1.2. Performances at High Latitudes and Low Elevation Angles

The Mobile Satellite Communications (MSC) performances can be always limited at high latitudes and very low elevation angles, regardless of which HGA is used. For an GEO satellite orbiting at an altitude of about 35.786 km, the highest latitude that can be viewed is 81^o 18', corresponding to an elevation angle of 0^o. For aircraft flying above this latitude, the satellite is bellow the horizon and unavailable for communications. Hence, when the aircraft longitude differs from that of the satellite, the maximum latitude is even less; at longitudes midway between two satellites, it can be as low as 71^o. Even before the 0^o elevation angle is reached, MSC signals suffer from several sources of increased loss at low elevation angles. These factors combine to reduce the number of available voice channels at 5^o elevation compared to 20^o elevation.

High gain bellows the horizon can actually degrade an HGA low-elevation performance because it increases interference from signals reflected from the ground. So, side-mounted antennas can met these limits only over uneven ground or rough seas, where multi-path signals are diffused. At low elevation angles, the multi-path rejection of HGA is further enhanced by its top-mounted design, since antennas predominantly vertical polarization ellipse helps to cancel the effects of multi-path signal reflections, mostly horizontally polarized.

The major source of antenna noise results from HGA looking at portions of the terrain, which are hotter than the sky. In all events, the top-mounted antenna systems controlled gain roll-off below the horizon, at all possible azimuth angles, gives it much lower noise characteristics than side-mounted antenna, especially at low elevation angles. In fact, the noise of this antenna is almost independent of elevation angle, whereas patterns of side-mount antenna vary widely around the horizon.

At low elevation angles, it is critical that MSA can seamlessly transfer to the next satellite as soon as it has a higher elevation angle. The algorithm normally used to determine when hand-over should occur assumes that the satellite with the highest elevation angle is the optimal one; but this is not necessarily true of side-mounted antenna types, since the higher satellite maybe in blind-spot fore or aft of the aircraft. Hence this can cause delays in satellite selection, and could lead to a temporary communications blackout. Thus, the HGA top-mounted unit has not blind spots, and will perform better than side-mounted during satellite hand-over.

1.3. Satellite Tracking and Beam Steering Performances

The directional MSA has always to be in focus of satellite and to follows any motion of mobiles, so it is essential for HGA and IGA systems to have tracking capabilities. Thus, tracking function depends on the beamwidth of the antenna systems and the speed of mobile motions, and in this way directional antenna with narrow beams have to track the satellite both in elevation and azimuth directions. In general, the required accuracy of tracking is considered to be within 1 dB, which is an angular accuracy within about a half angle of High Power Bandwidth.

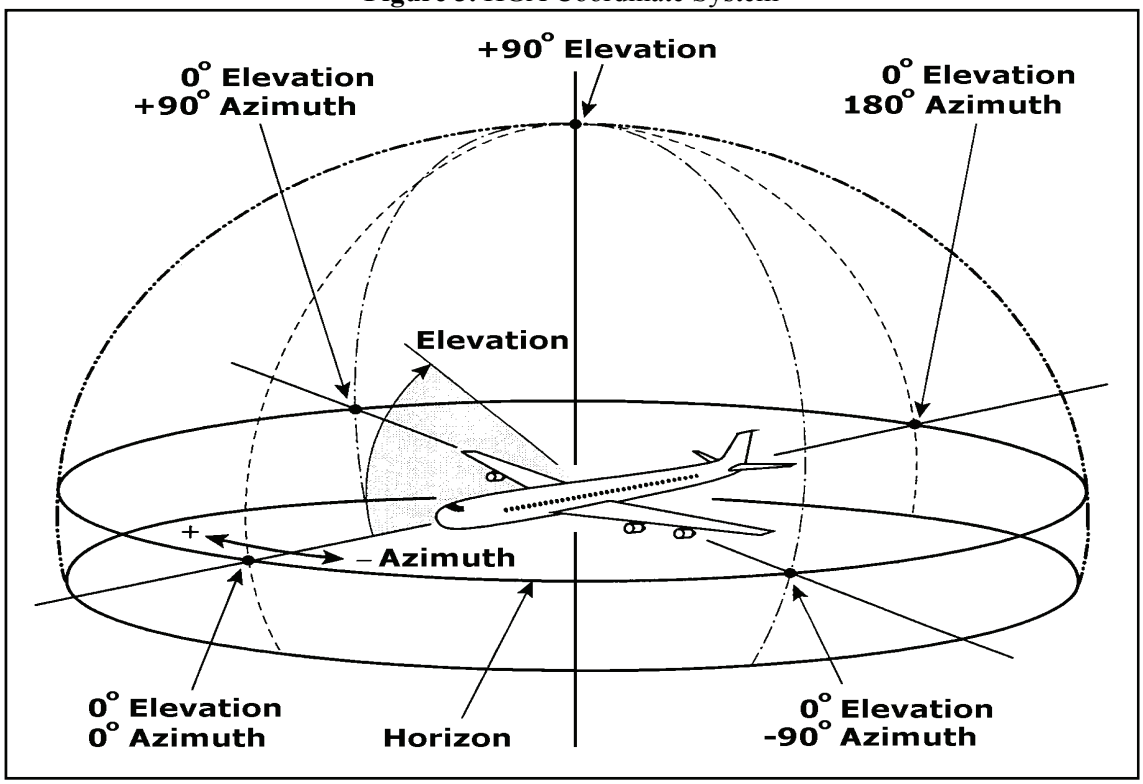
However, directional antenna with relatively narrow beams should track the satellite only in the azimuth directions because the elevation angles to the satellite are almost constant, especially

for positions of mobiles in low geographical latitudes in case of Maritime (MMSC) and Land MSC (LMSC) systems. There are two types of mobile antennas tracking systems: mechanical and electrical. A mechanical tracking system uses mechanical structures to keep the antenna system in the satellite direction through motors (azimuth and elevation), mechanical drive and stabilization structures, what is typical for antenna systems used in MMSC service.

However, an electrical tracking system tracks the satellite by electrical beam scanning, which is typical for antenna systems used in LMSC and Aeronautical MSC (AMSC) networks. This system has many advantages such as high-speed tracking and being maintenance free, what convenient for AMSC, although it also has disadvantages such as narrow beam coverage and poor axial ratio with wide scanning angles.

Steering of the HGA is controlled by the Beam Steering Unit (BSU), which transmits steering commands to the HGA over a synchronous serial data link. The HGA interprets the steering command and steers the antenna beam to the desired position. Thus, the BSU translates antenna beam position data and beam change commands receiving from the Satellite Data Unit (SDU) in a standard digital format into signals needed to select phasing of the antenna elements that result in the antenna beam pointing at the desired satellite. The BSU is housed in so called rack-mounted package.

Figure 3. HGA Coordinate System



Courtesy of Manual: "CMA-2102 HGA Technical Description" by Canadian Marconi Company

During subsystem operation, open-loop steering words and control words are received from the SDU. The steering words contain azimuth and elevation information for the direction in which the beam will be steered, using the coordinate system illustrated in **Figure 3.** After receiving an open-loop steering word, the BSU calculates the beam number (one of more than 1.000) and associated phase-shifter settings, which are then uplinked to the HGA at a maximum rate of 20 Hz via serial data links.

However, should the rate of transmission of the open-loop steering words exceed 20 Hz, the BSU buffers the incoming words unit it has uplinked and strobed in the phase-shifter settings for current azimuth/elevation value. If multiple steering words have been received during the processing time, only the most recent value is retained. Control words will be processed as they

are received. Another function of BSU include reporting of the selected antenna beam and gain to the SDU.

On the other hand, BSU operational software meets the requirements of Level 2 Flight Essential category. In addition, to operate software, the BSU antenna terminal contains diagnostic software to assist ground maintenance personnel in fast fault isolation. The diagnostic software is capable of identifying faults to a more detailed level than required by ARINC 741.

2. Conclusion

It is obvious that MSA configuration needs to be compact and lightweight. These requirements will be difficult to achieve because the compact antenna has two major electrical disadvantages such as low gain and wide beam coverage, and because directional antenna has quite heavy components. However, a new generation of powerful satellites with high EIRP and G/T performances should permit the design of compact and lightweight MSA.

In such a way new physical shapes and less weight are very important requirements in connection with compactness and lightweight, what will permit easier installation and maintenance. With airborne antennas on large jumbo jets, installation requirements are not as limited compared to very small aircraft and helicopters, because even small jets have more space on fuselage to install an antenna system. However, in the case of small jets, especially helicopters, low profile and lightweight equipment is required. The requirements are the same in jumbo intercontinental aircraft, although more stringent conditions are required to satisfy ICAO standards. Low air drag is one of the most important requirements for aircraft MSA. A phased array MSA is considered to be the best candidate for aircraft and helicopters because of its very low profile, convenient mechanical strength and easy installation.

References

[01] Evans B.G., "Satellite Communication Systems", IEE, London, 1991.

[02] Fujimoto K. & James J.R. "Mobile Antenna Systems Handbook", Artech House, Boston, 1994.

[03] Gallagher B. "Never Beyond Reach", Book, Inmarsat, London, 1989.

[04] Group of Authors, "Antenna Design", Peter Peregrinus, London, 1986.

[05] Group of Authors, "CMA-2102 Aero Satcom High-Gain Antenna", Canadian Marconi, Ville St-Laurent, 1997

[06] Group of Authors, "Inmarsat Aeronautical Services Reference Manual", Inmarsat, London, 1995.

[07] Group of Authors, "T-4000 High-gain Antenna System", Tecom, Chatsworth, 1995.

[08] Huurdeman A.A., "Guide to Telecommunications Transmission Systems", Artech House, Boston-London, 1997.

[09] Ilcev D. St. "Characteristics and Development of Global Mobile Satellite Communications for Maritime, Land and

Aeronautical Applications" (Dr/PhD Thesis), Faculty of EE "Nikola Tesla", Belgrade, Serbia, 2000.

[10] Maral G. & others, "Satellite Communications Systems", John Wiley, Chichester, 1994.

[11] Ohmory S., Wakana. H & Kawase S. "Mobile Satellite Communications", Artech House, Boston, 1998.

УДК 621.396.67(043.2)

Э.А. Ковалевский, к.т.н., М.В. Кондратюк
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВЛИЯНИЕ ФАКТОРА РАСЩЕПЛЕНИЯ КВАДРАТУР НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ АДАПТИВНОЙ АНТЕННО-ПРИЕМНОЙ СИСТЕМЫ

Рассмотрено влияние формирования квадратурных сигналов программным расщепителем на эффективность адаптивной антенно-приемной системы .Проведено математическое моделирование. Получены количественные оценки.

Постановка задачи

Навигационная аппаратура потребителей СРНС часто работает в условиях воздействия помех, приходящих с направлений отличных от направлений прихода спутниковых сигналов. Наиболее эффективным способом повышения помехоустойчивости аппаратуры при этом является пространственная обработка сигналов, реализуемая в адаптивных антенно-приемных системах (ААПС) на базе антенных решеток.

Разработке ААПС уделяется большое внимание. Примерами могут служить системы GAS-1 (фирма Raytheon System Limited) для ВВС НАТО, ее модификация PAGAN, CSTAR™(фирма Lockheed Martin и Rockwell Colins) и др. [1]. Адаптивные алгоритмы в них синтезированы по различным критериям, основные из которых минимум дисперсии выходного шума и максимум отношения сигнал/шум [2].

Достижимый в настоящее время коэффициент подавления помехи составляет 40-60 дБ. Получение высокого коэффициента подавления помех определяется в основном возможностями преодоления дестабилизирующих факторов путем совершенствования технологических решений. Одним из факторов, которому в данной работе уделяется внимание, является точность формирования квадратурных сигналов. Классический способ формирования квадратур предполагает наличие фазовращателя на 90° и двух АЦП для каждого радиоканала ААПС. Предпочтительным представляется построение расщепителя квадратур путем сдвига выходного сигнала одного АЦП на ¼ периода частоты (последней промежуточной в радиоканале) входного сигнала. Прямой сигнал АЦП представляет собой sin-составляющую сигнала, сдвинутый – cos-составляющую.При этом не требуется удвоенного количества АЦП, дополнительных фазовращателей. Расщепитель реализуется программным способом.

В данной работе исследуется влияние ухода промежуточной частоты от номинальной на эффективность подавления помехи ААПС при построении расщепителя квадратур программным способом.

Формализация модели и методика исследований

Расщепление квадратур осуществляется в соответствии с выражениями

$$I(k) = \sin(W \cdot k \cdot dt + \varphi),$$
$$R(k) = \sin(W(k+1)dt + \varphi), \quad (1)$$

где W - круговая частота сигнала; k - дискрет времени; dt - временной сдвиг; φ - начальная фаза сигнала.

При этом соблюдается условие:

$$dt = \frac{2 \cdot \pi}{4 \cdot W}.$$

Для проверки правильности расщепления квадратур по алгоритму (1) проводятся вычисления в соответствии с выражением:

$$\Delta\varphi(k) = arctg\frac{I(k)}{R(k)} - arctg\frac{I(k)}{RR(k)}, \quad (2)$$

где $RR(k) = \cos(W \cdot k \cdot dt + \varphi)$.

При задании круговой частоты в виде $W = W_0 + 2\pi \cdot df$, при $dt = 2\pi / 4W_0$, вычисляется и анализируется ряд $\Delta\varphi(k)$.

Для 4-х элементной эквидистантной антенной решетки (АР) с шагом $d/\lambda = 0{,}5$ рассчитываются погрешности фазоров при фиксированном «k» согласно выражению

$$\Delta F(n) = arctg \frac{\sin(W \cdot k \cdot dt + \pi \cdot n \cdot \cos qq)}{\sin(W \cdot (k+1) \cdot dt + \pi \cdot n \cdot \cos qq)} - \pi \cdot n \cdot \cos qq, \quad (3)$$

где qq - угол прихода помехи; $n = 0 \ldots 3$.

При изменении df вычисляется и анализируется ряд $AF(n)$.

Разрабатывается модель ААПС с алгоритмом адаптации по Винеру-Хопфу [3]

$$\omega = R^{-1} \cdot S,$$

где ω - вектор весовых коэффициентов; R - корреляционная матрица помех; S - вектор-столбец, характеризирующий амплитудно-фазовое распределение сигнала по каналам каждого элемента АР.

Модель входных сигналов предполагает наличие 3-х полезных сигналов с амплитудами US и углами прихода $\alpha 1, \alpha 2, \alpha 3$ и синусоидальной помехи со случайной амплитудой UP с параметрами $[\mu p, \sigma p]$, пришедшей с направления под углом θ.

Фазовое распределение помехового сигнала по каналам АР представляется в виде:

$$\varphi_p(m) = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin\theta \cdot m + V_m, \quad (4)$$

где V_m - дестабилизирующая составляющая фазового распределения; m - номер канала.

Коэффициент подавления помехи определяется согласно выражению:

$$K_p = GA(\theta) - G(\theta),$$

где $GA(\theta)$ и $G(\theta)$ - уровни приемной диаграммы направленности в угловом направлении θ в дБ при адаптивном и неадаптивном режимах системы.

При фиксированном векторе V для каждой из KR реализаций входных сигналов вычисляется показатель K_p, вводится в сумматор. Вычисляется средний по реализации показатель подавления помехи:

$$KP = \frac{1}{KR} \sum_{i=1}^{KR} K_p(i).$$

Результаты исследования

Эксперимент 1. Исследуем зависимость погрешности (2) формирования квадратур согласно выражению (1) при $df = 0$ для различных φ по отчетам "k". Принимаем $W_0 = 2\pi \cdot \omega^7$ Гц. Задаем последовательно значения углов $\varphi = 10°, 30°, 60°, 80°$, для каждого угла и фиксированного "k" вычисляем ошибку определения фазы. В результате для всех углов при изменении "k" от 1 до 1200 ошибка $\Delta\varphi(k)$ не превысила 10^{-13} рад.

Эксперимент 2. Исследуем зависимость ошибки $\Delta\varphi(k)$ от df и "k" при фиксированном $\varphi = 30°$.

При $df = 0{,}1 \cdot 10^6$ Гц результат приведен в табл. 1.

Таблица 1

k	1	2	10	10^2	10^3	10^4
$\Delta\varphi(k)$, рад	$1{,}9 \cdot 10^{-3}$	$6{,}4 \cdot 10^{-4}$	$6{,}8 \cdot 10^{-4}$	$1{,}2 \cdot 10^{-3}$	$3{,}4 \cdot 10^{-5}$	$3{,}6 \cdot 10^{-4}$

Как видно из табл. 1, ошибка изменяется во времени, но не превышает $2 \cdot 10^{-3}$ рад.
Фиксируем отсчет $k = 1200$ и варьируем значения df. Результат в таблице 2.

Таблица 2

df, МГц	0,1	0,2	0,3	0,5	0,7	1
$\Delta\varphi(k)$, рад	$3{,}5\cdot10^{-4}$	$2{,}9\cdot10^{-4}$	$7{,}6\cdot10^{-5}$	$4\cdot10^{-4}$	$3{,}5\cdot10^{-3}$	0,015

Как видно из таблицы 2, ошибки $\Delta\varphi(k)$ начинают возрастать при $df = 0{,}5$ МГц и при $df = 1$ МГц достигает значения 0,015 рад.

Эксперимент 3. Исследуем зависимость ошибки $\Delta\varphi(k)$ от значения φ при фиксированных $df = 0{,}3\cdot10^6$ Гц, $k = 1200$. Результаты приведены в таблице 3.

Таблица 3

φ, град	10	20	30	40	50	60	70	80	90
$\Delta\varphi(k)$, рад	$4{,}5\cdot10^{-4}$	$4\cdot10^{-5}$	$7{,}6\cdot10^{-5}$	$5{,}6\cdot10^{-4}$	$1{,}4\cdot10^{-3}$	$2{,}6\cdot10^{-3}$	$3{,}8\cdot10^{-3}$	$5{,}1\cdot10^{-3}$	$6{,}2\cdot10^{-3}$

Как видим из табл. 3, ошибка $\Delta\varphi(k)$ изменяется в зависимости от угла θ и начинает возрастать при $\varphi > 30°$.

Эксперимент 4. Рассчитаем вектор погрешностей $\Delta F(n)$ согласно (3) при $k = 1200$ и $\varphi = 50°$ для трех значений $df = 0{,}1$ МГц, 0,3 МГц и 1 МГц.

Результаты приведены в таблице 4.

Таблица 4

n		1	2	3	4
$\Delta F(n)$, рад	при $df = 0{,}1$	-0,142	-0,139	-0,14	-0,141
	при $df = 0{,}3$	-0,424	-0,417	-0,423	-0,422
	при $df = 1$	-1,392	-1,408	-1,731	-1,75

Как видно из табл. 4, фазовые ошибки отличаются по каналам и возрастают с увеличение df.

Эксперимент 5. Полученные в таблице 4 значения $\Delta F(n)$ в виде массива V учитываются при моделировании фазового распределения помех (4) при $\theta = 50°$.

При помощи модели ААПС рассчитываем показатель KP по $KR = 50000$ реализаций для следующих значений df: 0; 0,1; 0,3; 1 МГц. В модели приняты значения: $\alpha1 = 20°, \alpha2 = 30°, \alpha3 = 80°, \theta = 50°, US = 0{,}001, \mu p = 0, \sigma p = 1$.

Результаты приводим в табл. 5.

Таблица 5

df, МГц	0	0,1	0,3	1
KP, дБ	-95	-73	-63	-28

Как видим из таблицы 5, уход промежуточной частоты от номинальной, на которую был рассчитан сдвиг квадратурной составляющей, привел к существенному ухудшению показателя подавления помехи. Потери в подавлении помехи уже при $df = 0{,}1$ МГц составили 22 дБ.

Выводы

Как показали исследования, уход частоты входного сигнала рассмотренного варианта расщепителя квадратур приводит к ошибке фазовых распределений по каналам антенной решетки и в конечном итоге к понижению эффективности подавления помехи адаптивной антенно-приемной системой. В радиоканалах ААПС промежуточные частоты сигналов на входах АЦП не должны отличатся от номинальной более, чем на $1 \div 3\%$.

Литература

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. Изд. 4-е / Под ред. А.И. Перова и В.Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800с.
2. Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки.Введение в теорию./ Пер. с англ. Под ред.В.А. Лексаченко.М.: Радио и связь.1986.-448с.
3. Адаптивная компенсация помех в каналах связи. / Под ред. Ю.И. Лосев. М.: Радио и связь, 1988. – 208с.

УДК 629.735.05.519.226(045)

Ю.В. Зайцев
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ МІЖ ГРАФАМИ - ОСНОВА ІНФОРМАЦІЙНОЇ МОДЕЛІ, ЯКА ВІДОБРАЖАЄ ДИНАМІКУ ОБ'ЄКТА УПРАВЛІННЯ, УМОВИ ЗОВНІШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА ТА СТАН САМОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Метрика у просторі кінцевих графів дозволяє оцінити якість роботи диспетчера і пілота, точніше - їх взаємодію. Відстань в системі оцінки граф описує якість взаємодії, чим відстань більша, тим гірше взаємодіє. І навпаки, зі зменшенням відстані поліпшується взаємодія.

Визначення метричних параметрів семантичної мережі, - це ще одна інструмент дослідження та порівняння неоднозначних контекстів. Відомо, що семантична мережа це інформаційна модель предметної області, що має вигляд орієнтованого графа, вершини якого відповідають об'єктам предметної області, а ребра задають відносини між ними. Об'єктами можуть бути поняття, події, властивості, процеси. Таким чином, семантична мережа є одним із способів представлення знань, в даному випадку це динамічна семантична мережа системи управління повітряним рухом.

Визначення відстані між графами дозволяє створити інформаційну модель, яка відображає динаміку об'єкта управління, умови зовнішнього середовища та стан самої системи управління. В якості інформаційної моделі можуть служити наочні зображення (фото, кіно, відео), знаки (текст, знакова табло), графічні моделі (графік, креслення, блок-схема) і комбіновані зображення (мнемосхема, карта). Інформаційна модель — модель об'єкту, представлена у вигляді інформації, що описує істотні для даного розгляду параметри та змінні величини об'єкта, зв'язки між ними, входи і виходи об'єкта і дозволяє шляхом подачі на модель інформації про зміни вхідних величин моделювати можливі стани об'єкта. Об'єкти розглядаються як вершини, або вузли графу, а зв'язки — як дуги, або ребра. Для різних областей використання види графів можуть відрізнятися орієнтованістю, обмеженнями щодо кількості зв'язків і додатковими даними про вершини або ребра.

Типовим прикладом визначення відстані між двома графами можуть бути орієнтовані графи з мітками (мітяться вершини і ребра графів). Вводиться метрика в просторі всіх таких кінцевих графів.

Граф - це четвірка $G = (V, E, \mu, \nu)$, де V - кінцева множина вершин, E – кінцева множина ребер (кожне з них - це впорядкована пара вершин з $V \times V$), μ - функція із V в простір міток M_1, ν - функція з E в простір міток M_2.

Таким чином, всі вершини і всі ребра помічені.

Граф є звичайним якщо він не містить петель, тобто ребра вигляду (υ_1, υ_1), де $v_1 \in V$. Надалі можна розглядати тільки звичайні графи.

Число вершин графа $G = (V, E, \mu, \nu)$ дорівнює $|V|$ (число точок V), позначається $|V_G|$. Число ребер дорівнює $|E|$ і позначається $|E_G|$.

Нехай заданий граф $G = (V, E, \mu, \nu)$. Підграф G - це граф S = (V_s, E_s, μ_s, ν_s) такий, що $V_s \subset V$, $E_s \subset E \cap (V_s \times V_s)$, причому μ_s, ν_s, - це звуження μ, ν на V_s, E_s відповідно. Іншими словами, $\mu_s(\upsilon) = \mu(\upsilon)$ і $\nu_s(e) = \nu(e)$ при всіх, $\upsilon \in V_s$, $e \in E_s$; в інших випадках $\mu_s(\upsilon)$ і $\nu_s(e)$ не визначені.

Граф G_1 ізоморфний графу G_2, якщо існує біекція (тобто взаємно-однозначна відповідність) V_{G_1} і V_{G_2}, яке зберігає ребра і мітки.

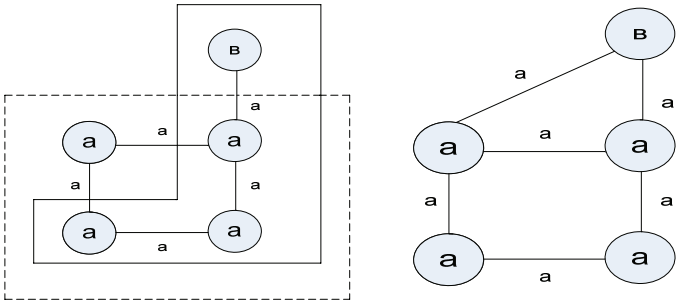
Нехай G, G_1, G_2 - графи. G - загальний підграф G_1 і G_2, якщо це підграф G_1 і підграф G_2.

Загальний підграф G графів G_1, G_2, максимальний, позначається *mcs* (G_1, G_2), якщо не існує іншого загального підграфа такого G', що G - підграф G'.

Підграф G_1 графа $G = (V, E, \mu, \nu)$ породжений множинрю вершин $W \subset V$, якщо $\forall w_1, w_2 \in W$: $((w_1, w_2)$ - ребро $G_1 \Leftrightarrow (w_1, w_2) \in E)$.

Позначимо найбільший загальний підграф G_1 і G_2, породжений множиною всіх вершин, через $\upsilon imcs\,(G_1, G_2)$.

Наприклад.



G_1 G_2

Тут на одній і тій же множині з 5 вершин (з однаковими мітками в обох графах!) Задані графи G_1 і G_2. Це прості неорієнтовані графи. (Формально неорієнтированность означає, що при $\upsilon_1 \neq \upsilon_2$ $(\upsilon_1, \upsilon_2) \in E \Leftrightarrow (\upsilon_2, \upsilon_1) \in E$, і мітки для пар (υ_1, υ_2) і (υ_2, υ_1) однакові).

Граф G_1 є підграфом графа G_2. Це максимальний загальний підграф *mcs* (G_1, G_2).

Далі, G_1 і G_2 мають спільні вершини E.

Тут існують два найбільших спільних підграфа, породжених множиною всіх вершин E ($\upsilon imcs$ в наших позначеннях): вони відзначені суцільною лінією і пунктирною лінією.

Дійсно, підграф, зазначений суцільною лінією, виходить з графів G_1 і G_2 видаленням 5-ї вершини з усіма задіяними його ребрами. Аналогічно для підграфа, зазначеного пунктирною лінією. Як бачимо, може бути кілька максимальних загальних підграфів, породжених безліччю всіх вершин.

Перша метрика в просторі графів вводитися так:

$$d_1(G_1, G_2) = |V_{G_1}| + |V_{G_2}| - 2\,|V_{\upsilon imcs(G_1, G_2)}|.$$

На рисунку $|V_{G_1}| = |V_{G_2}| = 5$, $|V_{\upsilon imcs(G_1, G_2)}| = 4$,

оскільки обидва підграфа $\upsilon imcs\,(G_1, G_2)$ мають по 4 вершини

Тоді $d_1(G_1, G_2) = 5+5 - 2 \cdot 4 = 2$

Друга метрика

$$d_2(G_1, G_2) = |V_{G_1}| + |V_{G_2}| - 2\,|V_{mcs(G_1, G_2)}| + |E_{G_1}| + |E_{G_2}| - 2\,|E_{mcs(G_1, G_2)}|.$$

У нас $|V_{mcs(G_1, G_2)}| = 5$, $|E_{mcs(G_1, G_2)}| = 5$, оскільки загальний підграф G_1 є максимальним *mcs* (G_1, G_2), у нього 5 вершин та 5 ребер. Тоді $d_2(G_1, G_2) = 5+5 - 2 \cdot 5 + 5 + 6 - 2 \cdot 5 = 1$. Можливо, зручніше користуватися метрикою d_2, оскільки *mcs* (G_1, G_2) - це єдиний підграф, на відміну від підграфа $\upsilon imcs\,(G_1, G_2)$.

Метрика у просторі кінцевих графів дозволяє оцінити якість роботи диспетчера і пілота, точніше - їх взаємодію. Нехай склалася ситуація польоту, яка в результаті інформації у диспетчера описується у вигляді графа G_1. У результаті взаємодії диспетчер - пілот, у пілота виникає уявлення про ситуацію, яка описується у вигляді графа G_2. Тоді відстань $d(G_1, G_2)$ описує якість взаємодії, де d - це або d_1, або d_2. Чим більше $d(G_1, G_2)$, тим гірше взаємодію. І навпаки, зі зменшенням $d(G_1, G_2)$ поліпшується взаємодія. Якщо $d(G_1, G_2) = 0$, то G_1 ізоморфно G_2, і по суті - це один і той же граф, з однаковими вершинами, ребрами та мітками.

Відстань $d(G_1, G_2)$ - це функція від $f(t)$ поточного моменту часу t. Інтегральна якість взаємодії відображає середнє значення на інтервалі $[t_0, t_1]$:

$$\frac{1}{t_1 - t_0} \int_{t_0}^{t_1} f(t)dt = I_{[t_0, t_1]}.$$

Чим менше ця характеристика, тим краще взаємодія. У цій характеристиці відображається і реактивність взаємодії.

Нехайєкілька суб'єктівпольоту. Інформаціяпро політу цих суб'єктіввідображаєтьсяу виглядіграфів $G_i = G_i(t)$, i = 1,…,N. В якостіміри взаємодіїміжсуб'єктами вмоментможна прийнятифункцію:

$$f(t) = \max_{(i, \mathrm{j} = \overline{1, \mathrm{N}}, \varepsilon < \mathrm{j})} d(G_i(t), \mathrm{G_j}(t)).$$

Якщо $f(t)$=0, то при всіх $i<j$ виконано $d(G_i(t), G_j(t_1)$=0, що означає наступне $G_i(t)$ ізоморфно $G_j(t)$ при усіх $i<j$. Тоді по суті всі графи $G_i(t)$ співпадають: цеграфіз однаковимивершинами, ребрамита мітками. Вірноізворотне: твердженняякщо $G_i(t)$ ізоморфно $G_j(t)$ при всіх $i<j$, то $f(t)$=0.

Інтегральна якістьвзаємодії системивідображаєсереднє значення $f(t)$ на інтервалі $[t_0, t_1]$:

$$\frac{1}{t_1 - t_0} \int_{t_0}^{t_1} f(t)dt = I_{[t_0, \mathrm{t_1}]}.$$

У дійсностімоніторинг величини $f(t)$ можездійснюватисяв дискретнімоментичасу τ_j, $j = \overline{1, \mathrm{m}}$: $t_0 \le \tau_1 < \tau_2 < \ldots < \tau_{\mathrm{m}} \le t_1$. Тоді величина (2) наближаєтьсяза допомогою інтегральноїсуми:

$$I_{[t_0, \mathrm{t_1}]} = \frac{1}{t_1 - t_0} \left(f(\tau_1)(\tau_2 - t_0) + f(\tau_m)(t_1 - \tau_{m-1}) + \sum_{k=2}^{m-1} f(\tau_k)(\tau_{kt_1} - \tau_k) \right).$$

Відстань між графами $d(G_1, \mathrm{G_2})$ має всі властивостіметрики, якщо ототожнюватиізоморфніграфи, асаме:

а) $d(G_1, \mathrm{G_2}) \ge 0$; $d(G_1, \mathrm{G_2})$=0 тоді і тільки тоді, коли графи G_1, G_2 ізоморфні;

б) $d(G_1, \mathrm{G_2}) = d(G_2, \mathrm{G_1})$ (симетричність метрики);

в) $d(G_1, \mathrm{G_2}) \le d(G_1, \mathrm{G_3}) + d(G_3, \mathrm{G_2})$ (нерівність трикутника для метрики).

Останнє означає, що взаємодіяміж 1-м і2-м суб'єктомпольотуможеоцінюватисячерез взаємодіюміж 2-м і3-м суб'єктом:якщотакідвівзаємодіїефективні, тоівзаємодіяміж 1-м і2-м суб'єктомдоситьефективна.

Уходікалібрувальних(навчальних) випробувань слідвизначити допустимийпоріг d_0 для величини $I_{[t_0,t_1]}$, починаючи з моменту t_0. Якщо настає момент t_1 такий, що $I_{[t_0,t_1]} > d_0$, то необхіднододатковеуправліннязадля збільшення якостівзаємодії. Можнапередбачитидва пороги $d_0 < d_1$. Якщо $I_{[t_0,t_1]} > d_1$, то приймаютьсянадзвичайні заходи, оскільки ситуаціяблизькадо аварійної; при $I_{[t_0,t_1]} \in [d_0, d_1]$ включаєтьсяуправліннядлякоригуваннявзаємодії; при $I_{[t_0,t_1]} < d_0$ взаємодіяперебуваєв допустимихмежах.

Вершинами графа у конкретному випадку будуть 5 величин, які найбільш інформативно характеризують перебіг польоту: віддалення від пункту призначення, висота, азимут, швидкість, курс (тобто напрямок польоту). Взаємодію між ними можна відображати ребрами графа - як орієнтованими, так і неорієнтованим. На ребрах можуть бути мітки, чисельно рівні відповідним параметрам польоту. У граф заводиться як поточна інформація отримана за допомогою приладів, інформація мовнослухового каналу, а також апріорна інформація про політ.

Висновок

Визначення відстані між графами дозволяє створити інформаційну модель, яка відображає динаміку об'єкта управління, умови зовнішнього середовища та стан самої системи управління.

Метрика у просторі кінцевих графів дозволяє оцінити якість роботи диспетчера і пілота, точніше - їх взаємодію. Конкретна ситуація польоту, в результаті інформації у диспетчера набуває вигляду графа. У результаті взаємодії диспетчер - пілот, у пілота виникає уявлення про ситуацію, яка також подається у вигляді графа. Відстань в системі оцінки граф описує якість взаємодії, чим відстань більша, тим гірше взаємодіє. І навпаки, зі зменшенням відстані поліпшується взаємодія.

Вище вказані дослідження можуть бути використані при проведенні досліджень які пов’язані зі змінами та удосконаленнями в фразеології радіообміну при створенні удосконалених форм процедур обслуговування повітряного руху, використання органами ОПР та екіпажами іншого обладнання та технологій, а також при розробці нових методів формування та корекції рівня мовної компетенції.

Список літератури

1. *Белов В.В., Воробьев Е.М., Шаталов В.Е.* Теория графов. --- М.: Высш. шк., 1976.

2. *Зыков А.А.* Основы теории графов. --- М.: Наука, 1984.

3. *Емеличев В.А., Мельников О.И., Сарванов В.И., Тышкевич Р.И.* [Лекции] Лекции по теории графов.. М.: Наука, 1990.

4. *Свами М., Тхуласираман К.* Графы, сети и алгоритмы. --- М.: Мир, 1984.

5. *[Уилсон] Уилсон Р.* Введение в теорию графов. --- М.: Мир, 1977.

6. *[Berge] Berge C.* Graphs (second revised edition), North - Holland, Amsterdam - New York - Oxford, 1985.

7.*Bondy J.A., Murty U.S.R.* Graph theory with applications, North - Holland, New York - Amsterdam - Oxford, 1976.

8. *Golumbic M.C.* Algorithmic graph theory and perfect graphs. - Academic Press, New York, 1980.

9. *Toft B., Jensen T.R.* Graph colouring problems. John Wiley & Sons, Inc., 1994.

10.*Tutte W.T.* Graph Theory. Addison-Wesly, 1984.

УДК 629.735.066 (045)

С.Л. Квасюк, аспірант, О.Г. Гуйда, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИЯВЛЕННЯ ВУЗЬКОСМУГОВОГО СИГНАЛУ ІЗ ЗАВАДОЮ

Побудовані характеристики виявлення вузькосмугового сигналу за допомогою власно створеної математичної моделі та проведено порівняльний аналіз характеристик виявлення сигналу без завади в частоті та із завадою в частоті.

При вирішенні задач сучасної радіолокації та навігації важливу роль відіграє питання виявлення сигналів та характеристики виявлення [1, 2]. Також вони можуть бути корисними при розв'язанні задач, які стоять перед сучасною медициною [3]. Виявленням називається процес прийняття рішення щодо наявності цілі (об'єкта) з допустимою ймовірністю помилкового рішення. Основними якісними показниками радіолокаційного виявлення є умовні ймовірності правильного виявлення та хибної тривоги. Які б завдання і цілі не стояли перед РЛС чи будь-яким іншим пристроєм що використовує принцип радіолокації, у всіх випадках бажано мінімізувати прийняття помилкового рішення, важливою при цьому є ймовірність правильного виявлення сигналу. В реальній обстановці поряд с корисним сигналом наявні шуми, а також в багатьох випадках присутні завади в самій частоті сигналу. З радіолокації відомий метод виявлення сигналу, який задовольняє критерій оптимальності. Згідно цього критерію раціонально використовувати вимогу максимуму ймовірності правильного виявлення сигналу при фіксованій ймовірності хибного виявлення. Цей критерій оптимальності має назву Неймана-Пірсона.

Характеристики виявлення сигналу є важливим напрямком у сфері радіолокації та навігації, де ставиться питання точного та гарантованого виявлення сигналу (наприклад, допплерівського сигналу, що використовується у сучасних бортових метеолокаторах). Тому поставлена задача побудувати характеристики виявлення вузькосмугового сигналу шляхом комп'ютерного моделювання, проаналізувати та побудувати характеристики виявлення сигналу із завадою в частоті та без завади в частоті.

Модель сигналу на фоні білого шуму, низькочастотного шуму (НЧШ) та завади в самій частоті можна охарактеризувати виразом:

$$Sig_Osn = A\times(\cos(2\times\pi\times(f_0+0.3\times randn(1,N))\times\frac{t}{N}+\varphi)+$$

$$+i\times\sin(2\times\pi\times(f_0+0.3\times rand(1,N))\times\frac{t}{N}+\varphi))+$$

$$+randn(1,N)+i\times randn(1,N)+10\times(\cos(2\times\pi\times f_d1\times\frac{t}{N}+\varphi_d1)+$$

$$+i\times\sin(2\times\pi\times f_d1\times\frac{t}{N}+\varphi_d1))+8\times(\cos(2\times\pi\times f_d2\times\frac{t}{N}+\varphi_d2)+$$

$$+i\times\sin(2\times\pi\times f_d2\times\frac{t}{N}+\varphi_d2))++5\times(\cos(2\times\pi\times f_d3\times\frac{t}{N}+\varphi_d3)+$$

$$+i\times\sin(2\times\pi\times f_d3\times\frac{t}{N}+\varphi_d3)),$$

(1)

де, f_0 – частота Допплера;

A – амплітуда корисного сигналу;

$\varphi = 2\times\pi\times rand$ – фаза корисного сигналу;

N – об'єм вибірки;

t – час;

$f_0 + 0.3 \times \text{randn}(1,N)$ – шум всередині частоти;

$\varphi_d1 = 2 \times \pi \times rand$;

$\varphi_d2 = 2 \times \pi \times rand$;

$\varphi_d3 = 2 \times \pi \times rand$;

φ_d1, φ_d2, φ_d3 - випадкові початкові фази низькочастотних шумових складових НЧШ;

f_d1, f_d2, f_d3 - частоти НЧШ.

Для визначення ймовірності правильного виявлення сигналу та побудови характеристик виявлення потрібно задати фіксоване значення ймовірності хибної тривоги $F_{хт}$. Приймемо значення $F_{хт} = 10^{-3}$. Тобто програмно підбираємо число, щоб виконувалась умова наявності як мінімум 30 виявлень з 30000. Вичислюємо поріг, тобто таке значення вище якого сигнал є, а менше якого – немає. Частота корисного сигналу f_0=70, отже будемо порівнювати 71 гармоніку. Програма написана у програмному середовищі Matlab2006.

Перша частина програми:

```
N=256;
t=0:N-1;
f0=70;
fd1=0.5;
fd2=2.2;
fd3=5.1;
V=0
for q=1:30000
Faza=2*pi*rand;
Faza_d1=2*pi*rand;
Faza_d2=2*pi*rand;
Faza_d3=2*pi*rand;
Sig_Osnovnoy=0*(cos(2*pi*(f0+0.3*randn(1,N)).*t/N+Faza)+i*sin(2*pi*(f0+0.3*randn(1,
N)).*t/N+Faza))+randn(1,N)+i*randn(1,N)+10*(cos(2*pi*fd1*t/N+Faza_d1)+i*sin(2*pi*fd
1*t/N+Faza_d1))+8*(cos(2*pi*fd2*t/N+Faza_d2)+i*sin(2*pi*fd2*t/N+Faza_d2))+5*(cos(2
*pi*fd3*t/N+Faza_d3)+i*sin(2*pi*fd3*t/N+Faza_d3));
Sp=abs(fft(Sig_Osnovnoy));
if Sp(71)>70
V=V+1;
end
end
V
```

Програмно підбираємо значення порогу, яке дорівнює 70, що задовольняє $F_{хт} = 10^{-3}$. Після цього складаємо програму для побудови характеристик виявлення. Характеристикою буде залежність ймовірності правильного виявлення сигналу від амплітуди корисного сигналу.

Підставляючи у формулу (1) різні значення амплітуди сигналу A, отримуємо значення ймовірності правильного виявлення $D_{пв}$, підраховуючи скільки разів сигнал був виявлений V, при заданій кількості вимірювань q:

$$D_{пв} = \frac{V}{q}$$

Друга частина програми:

```
for q=1:1000
Faza=2*pi*rand;
Faza_d1=2*pi*rand;
Faza_d2=2*pi*rand;
```

```
Faza_d3=2*pi*rand;
Sig_Osnovnoy=0.1*(cos(2*pi*(f0+0.3*randn(1,N)).*t/N+Faza)+i*sin(2*pi*(f0+0.3*randn(
1,N)).*t/N+Faza))+randn(1,N)+i*randn(1,N)+10*(cos(2*pi*fd1*t/N+Faza_d1)+i*sin(2*pi*
fd1*t/N+Faza_d1))+8*(cos(2*pi*fd2*t/N+Faza_d2)+i*sin(2*pi*fd2*t/N+Faza_d2))+5*(cos
(2*pi*fd3*t/N+Faza_d3)+i*sin(2*pi*fd3*t/N+Faza_d3));
Sp=abs(fft(Sig_Osnovnoy));
if Sp(71)>70
V=V+1;
end
end
V
D=V/1000
```

Після цього будуємо характеристики виявлення. Характеристикою буде графічна залежність масивів ймовірності правильного виявлення сигналу від амплітуди корисного сигналу. Отримуємо масив значень:

```
A=[0.1,0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7];
D=[0.007,0.023,0.174,0.437,0.74,0.91,0.98];
```

Побудуємо графік:

```
plot(A,D),grid
```

Отримано характеристику виявлення вузькосмугового сигналу із завадою в частоті (рис.1).

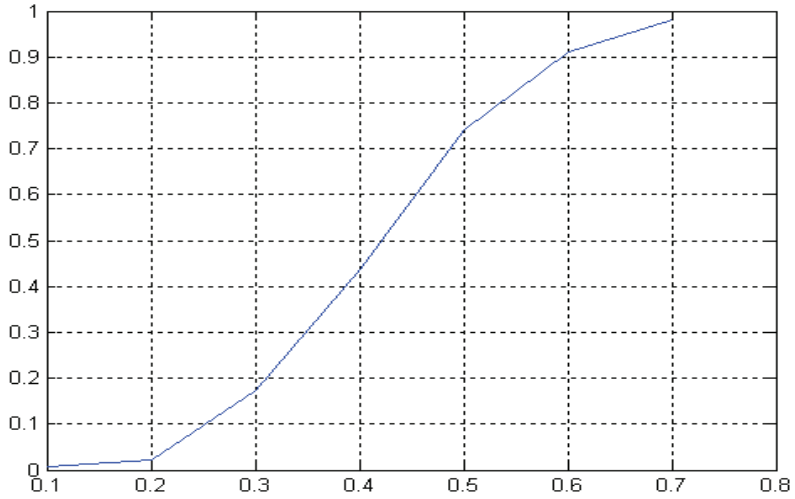


Рис. 1 Характеристика виявлення сигналу із завадою в частоті

Для порівняння побудуємо характеристику виявлення для сигналу без завади у частоті. Для цього змінюємо формулу (1), забираючи значення шуму в частоті f_0 + 0.3 × randn(1,N).

Аналогічно випадку для сигналу із завадою у частоті, розраховуємо значення ймовірностей правильного виявлення відповідно до значень амплітуд корисного сигналу. Отримуємо масив значень:

```
A=[0.1,0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7];
D=[0.018,0.196,0.684,0.966,0.99,0.999,0.9999];
```

Отримуємо характеристику виявлення вузькосмугового сигналу без завади в частоті (рис.2).

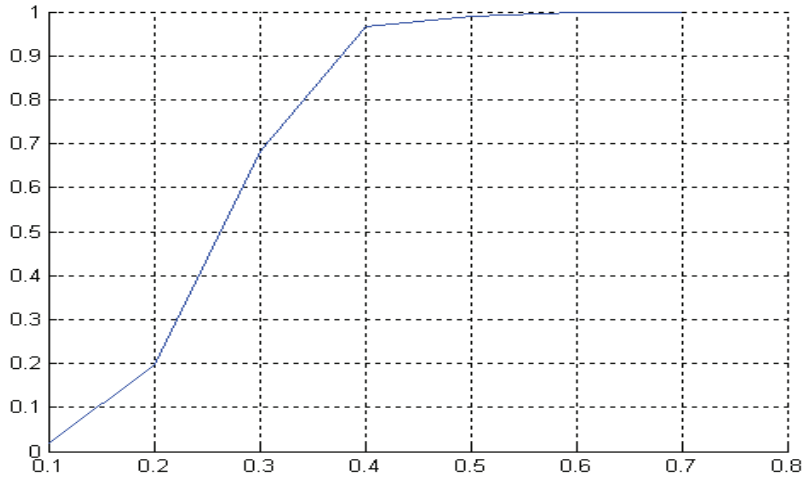


Рис. 2 Характеристика виявлення сигналу без завади в частоті

Вивівши два графіки на один рисунок можемо проаналізувати та порівняти характеристики для різних випадків (Рис. 3).

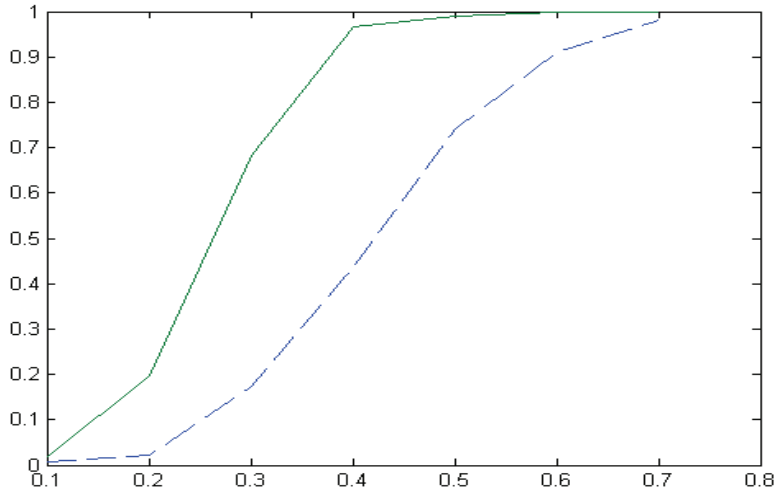


Рис. 3 Характеристики виявлення сигналу із завадою в частоті та без завади

Висновки

Шляхом комп'ютерного моделювання побудовані характеристики виявлення вузькосмугового сигналу. Розглянуто два варіанти сигналів, з завадою в частоті, та без завади. Проаналізовано графічні залежності та зроблено висновок, що характеристика виявлення сигналу в реальній обстановці (з завадою в частоті) гірша за характеристику виявлення ідеального сигналу (без завади). Отримані характеристики можуть мати важливе значення при аналізу проблем, які стоять перед радіолокацією та навігацією, а також демонструють необхідність подальших досліджень в напрямку покращення характеристики виявлення сигналу на фоні шумів.

Список літератури

1. *Білоцерковский Б.Г.* Основы радиолокации и радиолокационные устройства. М., "Сов. радио", 1975, – 336 с.

2. *Ширман Я.Д.* Теоретические основы радиолокации. М., "Сов. радио", 1970. – 560с.

3. *Продеус А.Н., Лущик У.Б., Найда С.А*. Спектрально-временной анализ сигналов доплеровской эхографии. Часть 1. О повышении эффективности измерений параметров кровотока. - Электроника и связь, №24, 2004, с.47-54.

УДК: 378.937+378.14+351.78

V. Lazorenko, assistent
(National Aviation University, Ukraine)

THREAT AND ERROR MANAGEMENT MODEL

The threat and error management model and it's detailed structure has been reviewed. General positions of every element of the threat and error management model are specified. Examples of threats and errors influencing the threat and error management model are represented.

The Threat and Error Management (TEM) model is a conceptual approach for operators' errors processing. TEM model is generic one and can be applied to numerous work situations and to analysis processes. The model can give focuses simultaneously on the operating environment and the humans working in that environment. TEM model can also quantify the specifics of the environment and the effectiveness of performance in that environment.

As a training tool, TEM can help individuals clarify their performance needs and vulnerabilities; and as part of a safety management system, TEM can help an organization measure and improve the effectiveness of its organizational defenses and safeguards.

There are three basic components in the TEM framework, from the perspective of air traffic controllers: threats, errors and undesired states. The framework proposes that threats and errors are part of everyday aviation operations that must be managed by air traffic controllers, since both threats and errors carry the potential to generate undesired states. Air traffic controllers must also manage undesired states, since they carry the potential for unsafe outcomes. Undesired state management is an essential component of the TEM framework, as important as threat and error management. Undesired state management largely represents the last opportunity to avoid an unsafe outcome and thus maintain safety margins in ATC operations.

Threats

Threats are events or errors that occur beyond the influence of the air traffic controller, increase operational complexity, and which must be managed to maintain the margins of safety. During direct ATC operations, air traffic controllers faceing various contextual complexities in order to manage traffic. Such complexities would include, for example, dealing with adverse meteorological conditions, airports surrounded by high mountains, congested airspace, aircraft malfunctions, and/or errors committed by other people outside of the air traffic control room (i.e. flight crews, ground staff or maintenance workers). The TEM model takes these complexities as threats because they all have the potential to negatively affect ATC operations by reducing margins of safety.

Some threats can be anticipated, since they are expected or known to the air traffic controller.

For example, an air traffic controller can use information from the weather forecast to anticipate runway changes or diversions. Another example is the unreliable quality of high frequency communications that necessitates the availability of alternative options.

Some threats can occur unexpectedly, such as pilots carrying out instructions which were intended for another aircraft as a result of call sign confusion. In this case, air traffic controllers must apply skills and knowledge acquired through training and operational experience to manage the situation.

Regardless of whether threats are expected or unexpected, one measure of the effectiveness of an air traffic controller's ability to manage threats is whether threats are detected with the necessary anticipation to enable the air traffic controller to respond to them through deployment of appropriate countermeasures.

The TEM framework considers threats as actual and their consequences as potential. Unserviceable equipment is one example. Whether primary and secondary equipment fails, or whether equipment becomes unavailable as a result of pre-scheduled maintenance work, it is an

actual threat. The difference is in terms of the potential consequences and the required countermeasures the air traffic controller employs to manage the threat. If the primary equipment fails unexpectedly, the potential consequences are more serious than if a secondary system is taken out of service for maintenance, the air traffic controller countermeasures are different for each scenario. If the threat results in errors being made, and separation being compromised, an undesired state now exists, a product of mismanaged threats and errors. At such point, a controller forgets about threats and errors, and manages the undesired state. The point to be made here is that, under the TEM rationale, threats are situations and events that cannot be avoided, or eliminated, by operational personnel; they can only be managed. This is why TEM adheres to the notion of threat management as opposed to threat avoidance or elimination. No matter what they do, no matter how much they anticipate the threat, air traffic controllers can only manage its potential consequences through countermeasures strategies.

It would be tempting to consider ergonomic deficiencies in equipment design, less than optimum procedures, and organizational factors in general, as latent threats. However, they are also actual threats. They are present at the work place, every day controllers go to work. Their consequences, however, are potential. Examples of those threats include equipment design issues in non-frequently used system functions such as back up modes or degraded modes, that only manifest themselves at the time when the system is used in that particular mode. Controllers cannot avoid or eliminate poor design or clumsily designed procedures. No matter how much they anticipate them, controllers can only deploy countermeasures to manage the damaging potential of such threats.

Threat management is a building block to error management and undesired states management. Archival data on flight deck operations demonstrates that mis-managed threats are frequently linked to flight crew errors, which in turn are often linked to undesired states. However, the threat-error-undesired states relationship is not necessarily straightforward and it may not always be possible to establish a linear relationship, or one-to-one linkage between threats, errors and undesired states. There are two important caveats in the TEM Framework, strictly speaking:

- threats can lead directly to undesired states without the inclusion of errors;
- operational personnel may make errors when no threats are observable.

Furthermore it should be realized that with some threats, errors or undesired states there may not be a realistic opportunity to manage them.

Threat management provides the most proactive option to maintain margins of safety in ATC operations, by voiding safety-compromising situations at their roots. As threat managers, air traffic controllers are among the last line of defense to minimize the impact of threats on ATC operations.

Errors

Errors are defined as "actions or inactions by the air traffic controller that lead to deviations from organizational or air traffic controller intentions or expectations". Unmanaged or mismanaged errors frequently lead to undesired states. Errors in the operational context thus tend to reduce the margins of safety and increase the probability of an undesirable event.

Errors can be spontaneous linked to threats, or part of an error chain. Examples of errors would include: not detecting a readback error by a pilot; clearing an aircraft or vehicle to use a runway that was already occupied; selecting an inappropriate function in an automated system; data entry errors, and so forth.

Regardless of the type of error, its effect on safety depends on whether the air traffic controller detects and responds to the error before it leads to an undesired state, or if unaddressed, to an unsafe outcome. This is why one of the objectives of TEM is to understand error management rather than focusing solely on error causality. From a safety perspective, operational errors that are detected in a timely manner and are promptly countered and errors that do not lead to undesired states or do not reduce margins of safety in ATC operations become operationally inconsequential. In addition to its safety value, proper error management represents an example of successful human performance, presenting both learning and training values.

Capturing how errors are managed is then as important, if not more, than capturing the relevance of different types of errors. It is of interest to capture if and when errors are detected, by whom, the response upon detecting errors, and the outcome of those errors. Some errors are quickly detected and resolved, thus becoming inconsequential, while others go undetected or are mismanaged. A mismanaged error is defined as one that is linked to or induces an additional error or undesired state.

The TEM framework uses the "primary interaction" as the point of reference for defining the error categories. The three basic error categories in TEM are equipment handling errors, procedural errors and communication errors. The TEM framework classifies errors based upon the primary interaction of the air traffic controller at the moment the error is committed. Thus, in order to be classified as equipment handling error, the air traffic controller must be incorrectly interacting with the equipment. In order to be classified as procedural error, the air traffic controller must be incorrectly executing a procedure. In order to be classified as communication error, the air traffic controller must be incorrectly interacting with people.

The three basic error categories are not mutually exclusive, nor are they exhaustive. A controller issuing instructions using non-standard phraseology may be involved in both procedural and communication errors. Equipment handling errors, procedural errors and communication errors may be unintentional or involve intentional non-compliance. Similarly, proficiency considerations may underlie all three categories of error. The TEM framework does not consider intentional non-compliance and proficiency as separate categories of error, but rather as sub-sets of the three major categories of error. In order to avoid adding levels of classification, and focusing upon collecting safety data that managers can act on, the error classification in the TEM framework is limited to what are considered to be three high-level categories of operational errors.

Undesired States

Undesired states are defined as "operational conditions where an unintended traffic situation results in a reduction in margins of safety". Undesired states that result from ineffective threat and/or error management may lead to compromised situations and reduce margins of safety in ATC operations. Often considered the last stage before an incident or accident, undesired states must be managed by air traffic controllers. Examples of undesired states would include an aircraft climbing or descending to another flight level/altitude than it should; or an aircraft turning in a direction other than flight planned or directed. Events such as equipment malfunctions or flight crew errors can also reduce margins of safety in ATC operations, these however are considered to be threats. Undesired states can be managed effectively, restoring margins of safety, or the air traffic controller's response(s) can induce an additional error, incident, or accident.

An important learning and training point for air traffic controllers is the timely switching from error management to undesired state management. An example would be as follows: if after a data entry error it is found that an aircraft has climbed to a flight level other than it should (undesired state), controllers must give higher priority to dealing with the potential traffic conflict (undesired state management) rather than correcting the data entry in the system (error management).

From a learning and training perspective, it is important to establish a clear differentiation between undesired states and outcomes. Undesired states are transitional states between a normal operational state (i.e. an aircraft in climb to an assigned altitude) and an outcome. Outcomes, on the other hand, are end states, most notably, reportable occurrences (i.e. incidents and accidents). An example would be as follows: an aircraft climbing to an assigned altitude (normal operational state) is re-cleared to another altitude. The flight crew incorrectly reads back the new assigned altitude as a higher one, but the air traffic controller does not catch the misread readback. The aircraft is thus climbing to an incorrect altitude (undesired state), which could result in a loss of separation (outcome).

The training and remedial implications of the differentiation between undesired states and outcomes are of significance. While at the undesired state stage, the air traffic controller has the possibility, through appropriate TEM, of recovering the situation, and returning it to a normal op-

erational state, thereby restoring the required margins of safety. Once the undesired state becomes an outcome, recovery of the situation without loss of safety margins is no longer possible. This is not to imply that air traffic controllers would not attempt to mitigate the impact of the outcome, but that the margins of safety were compromised and must therefore be restored.

Threat and Error Countermeasures

Air traffic controllers must, as part of the normal discharge of their operational duties, employ countermeasures to keep threats, errors and undesired states from reducing margins of safety in ATC operations. Examples of countermeasures would include checklists, briefings, and prescribed procedures, as well as personal strategies and tactics. It is an interesting observation from the flight deck environment that flight crews dedicate significant amounts of time and energies to the application of countermeasures to ensure margins of safety during flight operations. Empirical observations during training and checking suggest that as much as 70 per cent of flight crew activities may be countermeasures-related activities. A similar scenario is likely in ATC.

Many but not all countermeasures are necessarily air traffic controller actions. Some countermeasures to threats, errors and undesired states that air traffic controllers employ build upon "hard" resources provided by the aviation system. These resources are already in place in the system before air traffic controllers report for duty, and are therefore considered as systemic-based countermeasures. The following would be examples of "hard" resources that air traffic controllers employ as systemic-based countermeasures:

a) Minimum Sector Altitude Warning (MSAW);
b) Short-Term Conflict Alert (STCA);
c) Standard operating procedures (SOPs);
d) briefings; and
e) professional training.

Other countermeasures are more directly related to the human contribution to the safety of ATC operations. These are personal strategies and tactics, individual and team countermeasures, that typically include canvassed skills, knowledge and attitudes developed by human performance training, most notably, by team resource management training. There are basically four categories of individual and team countermeasures:

a) team countermeasures - leadership and the communication environment - essential for the flow of information and team member participation;
b) planning countermeasures - planning, preparation, briefings, contingency management - essential for managing anticipated and unexpected threats;
c) execution countermeasures - monitor, scanning, flight strip management,
workload and automation management - essential for error detection and error response; and
d) modify countermeasures - evaluation of plans, inquiry - essential for managing the changing conditions of a shift.

In its optimal form TEM is the product of the combined use of systemic-based and individual and team countermeasures.

In summary, the TEM framework captures the dynamic activity of an operational ATC crew working in real time and under real conditions. The utility of the framework is that it can be applied proactively or retrospectively, at the individual, organizational, and/or systemic levels.

References:

1. “Threat and error management in air traffic control”/ICAO Preliminary Unedited Version – 6 October 2005 36 p.;

2. The University of Texas at Austin Human Factors Research Project: 240 Helmreich, R.L., Klinect, J.R., & Wilhelm, J.A. (1999). Models of threat, error, and CRM in flight operations.In Proceedings of the Tenth International Symposium on Aviation Psychology (pp. 677-682). Columbus, OH: The Ohio State University.;

3. Threat and error management (tem)/Captain Dan Maurino/Coordinator, Flight safety and Human Factors Programme - ICAOCanadian Aviation Safety Seminar (CASS)/Vancouver, BC, 18-20 April 2005.

УДК 621.396.946

Р.С. Одарченко, аспірант, П.О. Андрухович, аспірант,
О.П. Величко, аспірант, Ю.О. Петрова
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛІЗ ПРОТОКОЛІВ ДОСТУПУ ДО КАНАЛІВ СУПУТНИКОВОГО ЗВ'ЯЗКУ

У роботі розглянута концепція побудови та використання інтегральної мережі авіаційного електрозв'язку для обслуговування повітряного руху, множинний доступ (МД) доступ у авіаційних мобільних системах супутникового зв'язку. Були досліджені протоколи МДКЗ. Запропонована модель встановлення ефективності протоколів МД. По цій моделі був встановлений найефективніший серед розглянутих протокол МДКЗ.

Дана робота присвячується супутниковим системам зв'язку для мережі авіаційного електрорзв'язку ATN, зокрема протоколам, які використовуються в супутниковому сегменті інтегральної мережі авіаційного електрозв'язку для обслуговування повітряного руху.

Розглянемо протоколи вільного доступу до каналів супутникового зв'язку. Вільним доступом (множинним доступом-МД) називають певний порядок використання абонентами загального ресурсу каналів зв'язку, при якому кожний з абонентів може в рвзі потреби в необхідний для нього момент часу зробити спрробу зайняти канал зв'язку для передавання повідомлення.

Порядок використання загального ресурсу каналів зв'язку визначається протоколом множинного доступу (МД), набір правил якого регламентує поведінку сукупності абонентів по сумісному використанню загального ресурсу зв'язку [1-4]. Основною мірою характеристики протоколу МД є коефіцієнт використання пропускної спроможності каналу $R_п=R_e/C_к$, де R_e- ефективна швидкість передавання інформації в каналі зв'язку; $C_к$ – пропускна спроможність каналу.

Протоколи випадкового МД діляться на два великих підкласи: протоколи неконтрольованого МД і протоколи з контролем стану каналів зв'язку.

Серед протоколів із перевіркою стану каналу велику групу складають протоколи, згідно з якими стан каналу визначається контролем зайнятості (МДКЗ). На відміну від протоколів ALOHA в алгоритмах протоколів МДКЗ є операція прослуховування абонентом каналу зв'язку до передавання повідомлень. Залежно від алгоритму подальші дії абонента відрізняють цілий ряд протоколів з МДКЗ. Базовими є гнучкий (ненастирливий) і жорсткий (настирливий) протокол з МДКЗ.

Гнучкий (ненастирливий) протокол МДКЗ передбачає передавання пакета, якщо прослуховування не виявило в каналі сигналів несучої частоти, тобто передавання конфліктуючого пакета відсутнє. При виявлені зайнятості каналу, передавання пакету відкладається на випадковий інтервал, який визначається генератором випадкових чисел. По закінченні цього інтервалу канал знов контролюється на зайнятість, і цикл протоколу продовжується.

Пропускна спроможність гнучкого протоколу МДКЗ може досягати $R_{пmax} = 0{,}815$, а його синхронного варіанта - $R_{пmax} = 0{,}875$ [2, 6]. Гнучкий протокол МДКЗ має високу ефективність при значному трафіку, бо супроводжується розрівнюючим ефектом. При низькому трафіку ефективність протоколу знижується. Тому був запропонований жорсткий протокол МДКЗ.

Результати досліджень пропускної спроможності різних протоколів наведено в таблиці 1[2, 6] та рис.1.

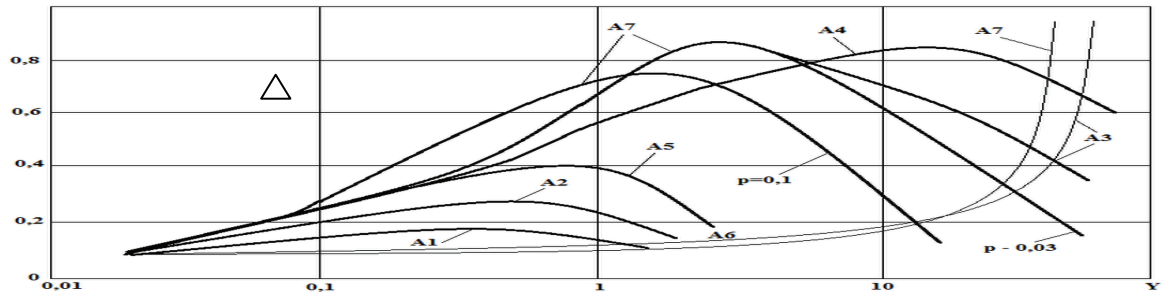
Таблиця 1

Ефективність алгоритмів із вільним доступом

Номер Алгоритму	Назва протоколу	$R_п=f(Y)$, b ≠0	$R_п=f(Y)$, b =0	$R_{пmax}$ b=0,01
A1	ALOHA	Ye^{-2Y}	Ye^{-2Y}	0,184
A2	S-ALOHA	Ye^{-Y}	Ye^{-Y}	0,368
A3	Гнучкий нетактований МДКЗ	Ye^{-bY}/[Y(1+2b)+e^{-bY}]	Y/(1+Y)	0,815
A4	Гнучкий тактований МДКЗ	bYe^{-bY}/(1+b-e^{-bY})	Y/(1+Y)	0,875
A5	Жорсткий нетактовний МДКЗ	$\frac{Y[1+Y+bY(1+Y+bY)/2]e^{-Y(1+2}}{Y(1+2b)-(1-e^{-bY})+(1+bY)e^{-Y(}}$	$\frac{Ye^{-Y(1+Y)}}{Y+e^{-Y}}$	0,529
A6	Жорсткий тактований МДКЗ	$\frac{Ye^{-Y(1+b)}(1+b-e^{-bY})}{(1+b)(1-e^{-bY})+be^{-Y(1+b)}}$	$\frac{Ye^{-Y(1+Y)}}{Y+e^{-Y}}$	0,531
A7	Гнучкий 0,03 МДКЗ	$l_п$≈0,03	Y/(Y+e^{-y})	0,827
A8	Жорсткий прогнозуючий МДКЗ	ΔFk=1МГц	≈ Y/(1+Y)	0,799
A9	Гнучкий прогнозуючий МДКЗ	-	-	0,36… ≈0,993
A10	R-ALOHA	-	-	0,997
A11	URN	-	-	→1

$R_п \times Q_п \times 10^2$

Рис. 1 Ефективність протоколів вільного доступу



У формулах таблиці 1 параметр b=$t_p/2T_п$, де t_p- час розповсюдження сигналу; $T_п$- довжина пакета; F_k- ширина смуги частот каналу. При зростанні параметра b збільшується інтервал можливого конфлікту повідомлень і значення $R_п$ знижується. При великих b інформація про стан каналу старіє більше і протоколи (алгоритми) A_1 та A_2 можуть виявитися кращими ніж протоколи A_5…A_8. Коли b≈0 і час розповсюдження можна не враховувати, більш ефективними стають алгоритми A_5…A_7. У всіх випадках із ростом трафіку Y середня кількість повторних передач повідомлення $Q_п$ (а значить і затримка повідомлень) зростає. Для всіх наведених протоколів при Y≤1 можна вважати $Q_п$<5.

Порівняльний аналіз пропускної спроможності $R_п$ для різних груп протоколів за даними таблиці 1 показує, що $R_п$ для жорсткого прогнозуючого протоколу більше ніж 50%, а гнучкого – на 8% вище, ніж у відповідних протоколів МДКЗ. З точки зору затримки передавання в області середніх і високих швидкостей прогнозуючі протоколи теж мають перевагу над протоколами МДКЗ. В області невеликих швидкостей має місце збільшення затримки для гнучкого прогнозуючого протоколу в порівнянні з гнучким МДКЗ. Це пояснюється впливом процедури прогнозування.

Необхідно також відзначити, що якість протоколів у випадкових МДКЗ суттєво залежить від параметра b і, як наслідок, від висоти орбіт супутникових ретрансляторів. Існує критичне значення b, при якому інтервал конфліктності збільшується на стільки, що втрати від конфліктів пакетів стають більше позитивного ефекта від контролю стану перед передачею.

Таким чином, для визначення ефективності протоколів вільного доступу, були обрані: гнучкий нетактовний МДКЗ (протокол A_3), гнучкий тактований МДКЗ (протокол A_4), жорсткий нетактовний МДКЗ (протокол A_5), та жорсткий тактовний МДКЗ (протокол A_6).

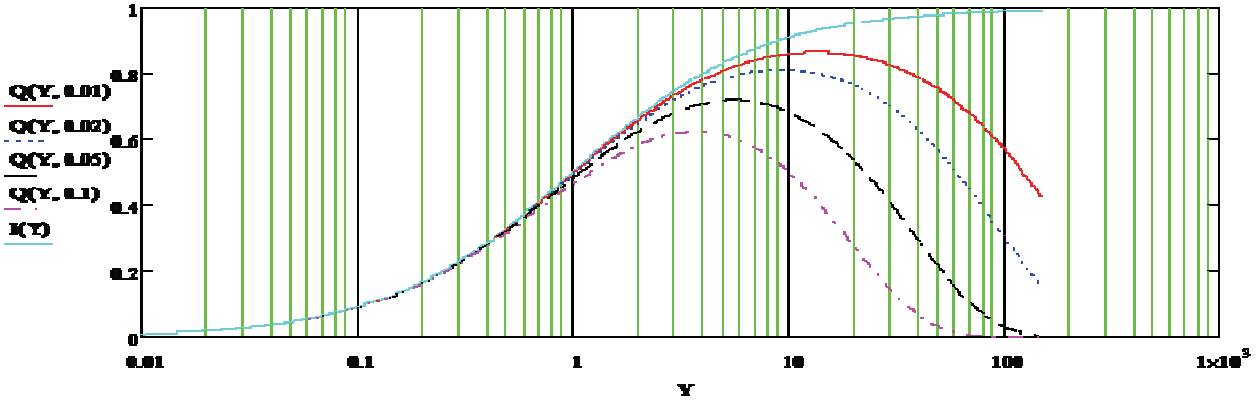


Рис.4 Ефективність гнучкого тактованого МДКЗ

Було встановлено, що найбільш оптимальним рішенням буде протокол А4 з значенням параметра b рівним 0.01.

Максимальна ефективність = 0.875

При такій ефективності кількість пакетів має бути від 11 до 16 в секунду.

Візьмемо ефективність меншу на 5% від оптимальної (що є прийнятною для нашої системи).

0.875-0.875*0.05=0.831

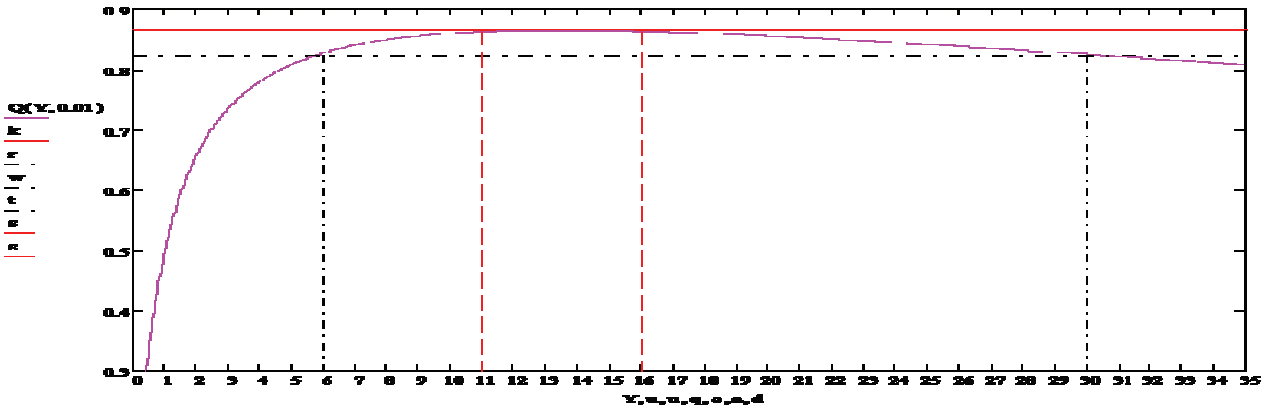


Рис.5. Оптимальна ефективність гнучкого тактованого МДКЗ

З графіка видно, що при зменшенні ефективності на 5 % кількість пакетів можна збільшити до 30 в секунду.

Отже, у розділі моделювання для визначення ефективності протоколів вільного доступу, було досліджено чотири типи протоколів МДКЗ: Гнучкий нетактовний МДКЗ (протокол А3), Гнучкий тактований МДКЗ (протокол А4), Жорсткий нетактовний МДКЗ (протокол А5), та Жорсткий тактований МДКЗ (протокол А6).

В результаті дослідження було визначено, що самий ефективний протокол вільного доступу є гнучкий тактований МДКЗ (протокол А4). При параметрі b≤0.01, саме при цьому значенні параметра b ефективність не погіршується. Отже, чим менше параметр b, тим вище ефективність.

Так як параметр b залежить від часу розповсюдження та довжини пакета, для зменшення цього параметра необхідно збільшити довжину пакета та зменшити швидкість передачі. При ефективності 0,875 швидкість передачі змінюється від 11 до 16 пакетів/с. При зниженні ефективності на 5% вона буде рівною 0,831 (що являється допустимим в реальних умовах). Кількість передавання пакетів можна збільшити до 30 пакетів/с. Якщо при передачі повідомлення з'являється перезапит,то допустиме число перезапитів п'ять.

Тому рекомендується використовувати гнучкий тактований МДКЗ (протокол А4), зі значенням параметра b≤0,01, при передачі повідомлень з ЗС на борт літака, так як він являється найефективнішим, навіть тоді коли при передачі повідомлення виникає перезапит.

Висновки

В даній роботі розглянуті протоколи вільного множинного доступу (МД)в системах авіаційного радіозв'язку які показують, що висока ефективність використання пропускної спроможності каналу досягається за рахунок значного ускладнення апаратури авіаційного зв'язку та управління режимами її роботи.

В ході математичного моделювання було встановлено, який протокол і за яких параметрів є найефективнішим. Таким чином, рекомендується використовувати гнучкий тактований МДКЗ (протокол А4) із параметрами, що зазначені у роботі.

Перелік використаних джерел

1. *Полянцев М.А.* Состояние и перспективы развития систем подвижной спутниковой связи// Технологии электронных телекоммуникаций. – 1994. Т.49.- С.62-70.
2. *Паук С.М.* Сети авиационной электросвязи. – М.: Транспорт, 1986. – 272 с.
3. *Шелухин О.И., Лукьянов Н.Ф.* Цифровая обработка и передача речи. - М.:Радио и связь, 2000. – 456 с.
4. Клейнрок Л. Вычислительные сети с очередями. – М.: Мир, 1975. – 412 с.
5. Приложение 10 к Конвенции ICAO. Т.3. Системі святи.- Монреаль: ICAO, 1995.- 432с.
6. *Цимбал В.А., Шиманов С.Н.,Людоговский А.С.* Протоколы множественного доступа в спутниковой сети связи с низкоорбитными ретрансляторами// Технологиии электронных коммуникаций. – М.: 1995. – 81 с.

St. D. Ilcev (Mangosuthu University of Technology (MUT) South Africa)

SPECIAL EFFECTS OF THE REGIONAL SATELLITE AUGMENTATION SYSTEM (RSAS)

This paper introduces the special effects of the new developed Regional Satellite Augmentation System (RSAS) as an integration component of the Global Satellite Augmentation System (GSAS) employing current and new Satellite Communications, Navigation and Surveillance (CNS) for improving Air Traffic Control (ATC) and Air Traffic Management and of GPS or GLONASS and enhancement of safety and emergency systems including transport security and control of aircraft freight, logistics and the security of the crew and passengers onboard aircraft and helicopters. The current infrastructures of the first generation of Global Navigation Satellite System (GNSS-1) applications are represented by old fundamental solutions for Position, Velocity and Time (PVT) of the satellite navigation and determination systems such as the US GPS and Russian (former-USSR) GLONASS military requirements, respectively. The establishment of Local satellite Augmentation System (LSAS) and Surface Movement Guidance and Control (SMGC) are also discussed as a special infrastructures in airports areas, integrated with existing and future RSAS and future GSAS.

1. Introduction

The current infrastructures of the GNSS applications are represented by old fundamental solutions for Position, Velocity and Time (PVT) of the satellite navigation and determination systems such as the US GPS and Russian (former-USSR) GLONASS military requirements, respectively. The GPS and GLONASS are first generation of GNSS-1 infrastructures giving positions to about 30 metres, using simple GNSS Receivers (Rx) onboard aircraft, and they therefore suffer from certain weaknesses, which make them impossible to be used as the sole means of navigation for aviation applications. In this sense, technically GPS or GLONASS systems used autonomously are incapable of meeting civil aeronautical very high requirements for Integrity, Continuity, Accuracy and Availability (ICAA) for ATC and ATM and are insufficient for certain very critical navigation and flight stages, so they have to be augmented. In addition, the RSAS mission cannot be managed without Aeronautical Mobile Satellite Communications (AMSC).

Because these two systems are developed to provide navigation particulars of position and speed in the airplane cockpits, only captains of the aircraft know very well their position and speed, but people in ATC are not able to get in all circumstances their flight data without service of new CNS facilities. Besides of accuracy of GPS or GLONASS, without new CNS is not possible to provide full ATC in every critical or unusual situation. However, augmented GNSS-1 solutions of GSAS network were recently developed to improve the mentioned deficiencies of current military systems and to meet the present transportation civilian requirements for high-operating Integrity, Continuity, Accuracy and Availability (ICAA). These new developed and operational CNS solutions are the US Wide Area Augmentation System (WAAS), the European Geostationary Navigation Overlay System (EGNOS) and Japanese MTSAT Satellite-based Augmentation System (MSAS), and there are able to provide CNS data from mobiles to the TCC via Geostationary Earth Orbit (GEO) satellite constellation **[01, 02].**

These three RSAS are integration segments of the GSAS network and parts of the interoperable GNSS-1 architecture of GPS and GLONASS and new GNSS-2 of the European Galileo and Chinese Compass. This includes Inmarsat CNSO (Civil Navigation Satellite Overlay) and new projects of RSAS infrastructures. such as the Russian System of Differential Correction and Monitoring (SDCM), the Chinese Satellite Navigation Augmentation System (SNAS), Indian GPS/GLONASS and GEOS Augmented Navigation (GAGAN) and African Satellite Augmentation System (ASAS). Only remain something to be done in South America and Australia for establishment of the GSAS infrastructure globally.

2. Flight Radio and AMSC System

The present mobile Aeronautical Radio Communications (ARC) for general international purposes has to be replaced by GSAS integrated with all RSAS networks worldwide to enhance cockpit-to-ground and vice versa voice and data traffic or even to employ Voice, Data and Video over IP (VDVoIP) transmissions, for both commercial and safety purposes. The ARC system uses a current service of HF and VHF/UHF radio RF bands. The main type of voice communications above the each FIR is HF (non-DCPC). Over land, VHF voice communications (DCPC) and VHF data link for D-ATIS/AEIS are used. This data link also uses the ACARS configuration, with a character transmission system (character-based). On the other hand, terrestrial communications use analog telephones and the Aeronautical Fixed Telecommunication Network (AFTN). This communication system has, like ACARS, been operational for over 20 years **[03, 04].**

Figure 1. SELA Subsystem

Courtesy of Book: "Global Mobile Satellite Communications" by Ilcev **[03]**

3. Wide Area Navigation System

The Wide Area Navigation (WANAV) system is a way of calculating own position using the Flight Safety Satellite Equipment (FSSE) facilities and installed air navigation devices to navigate the desired course. Until now, the airways have made mutual use of the FSSE, which often led to broken line routes. However, in the case of WANAV (RNAV – an original version) routes it has been possible to connect in an almost straight line to any desired point within the area covered by the satellite equipment and service.

In any event, setting the WANAV routes has made it possible to ease congestion on the main air routes and has created double tracks. This system enables more secure and economical air navigation routes **[03, 05].**

4. In Flight Special Effects of the RSAS Networks

The special effects of the RSAS networks used for secure communications, navigation, surveillance, logistics, ranging, tracking, control and management of air and surface traffic are Safety Enhancements in Low and High Altitudes, Reduction of Separation Minima, Flexible Flight Profile Planning and Surface Movement Guidance and Control.

These effects are very important to improve aircraft communication facilities in any phase of flight, enable better control of aircraft, provide flexible and economic flight with optimum routes, enhance surface guidance and control and to improve safety and security **[03, 06]**.

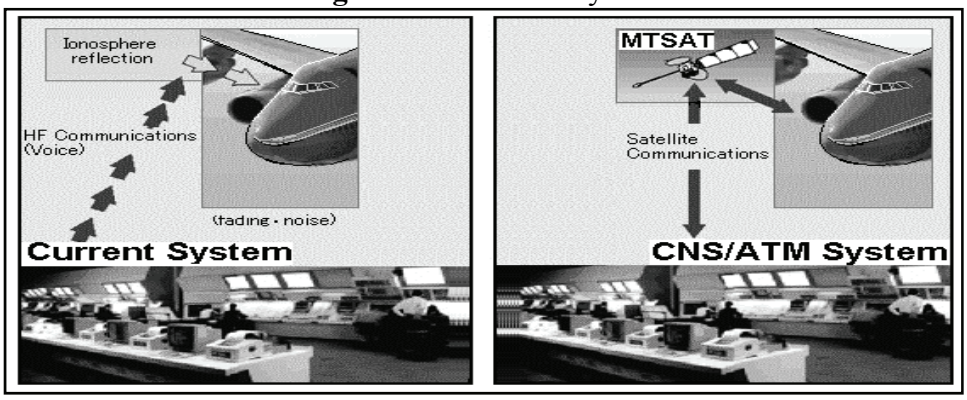
4.1. Safety Enhancements at Low and High Altitudes

A very important effect of the new RSAS network is to provide Safety Enhancement at Low Altitudes (SELA) via GES, shown in **Figure 1**.

Current system for short distances between aircraft and GRS is provided by VHF voice equipment, so the pilot will have problems establishing voice cockpit radio communications when the aircraft's flying position is in the shadow of high mountains. Meanwhile, all aircraft in flight can receive satellite navigation and communications even at low altitude and where there is no navigation and communications coverage due to mountainous terrain. This is very important for secure flying during bad weather conditions and reduced visibility. The RSAS system is able to

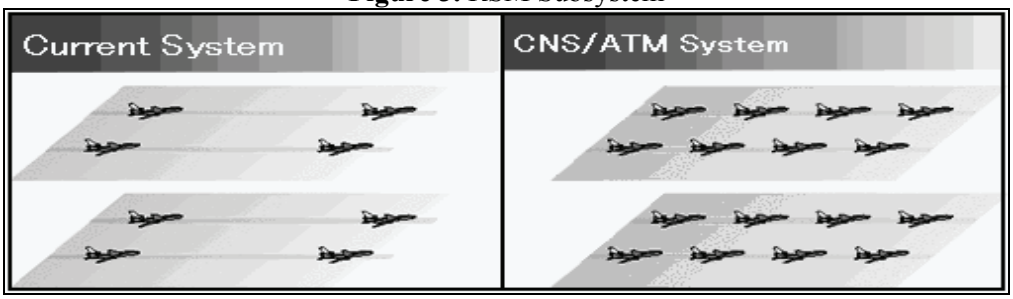
also provide Safety Enhancement at High Altitudes (SEHA) shown in **Figure 2**, by using faded radio or the noise-free satellite system **[03, 07].**

Figure 2. SEHA Subsystem



Courtesy of Book: "Global Mobile Satellite Communications" by Ilcev **[03],**

Figure 3. RSM Subsystem



Courtesy of Book: "Global Aeronautical CNS" by Ilcev [01]

4.2. Reduction of Separation Minima (RSM)

One of the very important RSAS navigation effects is the Reduction of Separation Minima (RSM) between aircraft on the air routes by almost half, as shown in Figure 3. The current system has an RSM controlled by conventional VHF/UHF and HF Radio and Surveillance Radar systems, which allows only large distances between aircraft. Besides, the new CNS/ATM system controls and ranges greater numbers of aircraft for the same air space corridors, which enables minimum secure separations, with a doubled capacity for control of aircraft. Hence, a significant reduction of the separation minima for flying aircraft will be available with the widespread introduction of the new augmentation satellite technologies on the CNS system [01, 08].

4.3. Flexible Flight Profile Planning (FFPP)

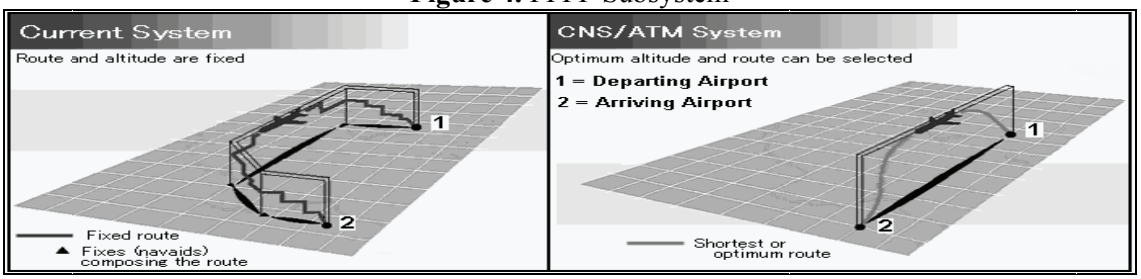
The next positive effect of RSAS spacecraft system is Flexible Flight Profile Planning (FFPP) of optimal altitude and route, shown in Figure 4. The current system uses fixed air routes and flying altitudes. At this point, the fixed route is controlled by the aircraft on-board navigation instruments only, which is a composite and not the shortest route from departure to arrival at the airport. Moreover, FFPP allows the selection of the shortest or optimum route and flying altitude between two airports. In this sense, with thanks to new wide augmentation satellite technologies on CNS system FFPP will be available for more economic and efficient flight operation. This means that the aircraft's engines will use less fuel by selecting the shortest flying route of new CNS/ATM system than by selected the fixed route and altitude of current route composition [01, 09].

4.4. Surface Movement Guidance and Control (SMGC)

The new LSAS network can be also implemented as a Surface Movement Guidance and Control (SMGC) system integrated in any RSAS infrastructure. It is a special aeronautical security

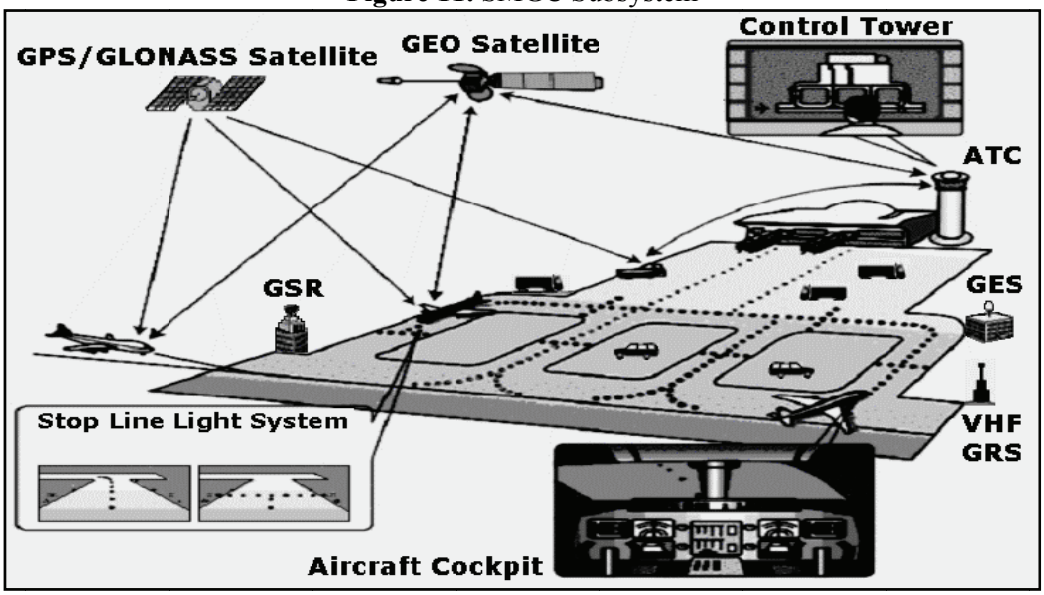
and control system that enables an airport's controller from Control Tower on the ground to collect all navigation and determination data from all aircraft, to process these signals and display on the surveillance screens. On the surveillance screen can be visible positions and courses of all aircraft in vicinity flight areas, so they can be controlled, informed and managed by traffic controllers in any real time and space. In such a way, the LSAS traffic controller provides essential control, traffic management, guide and monitor all aircraft movements in the vicinity of the aircraft, approaching areas to the airport, aircraft movement in airport, including land vehicles in airport and around the airport, even in very poor visibility conditions at an approaching to the airport. Thus, the controller issues instructions to the aircraft's Pilots with the reference to a command surveillance display in a Control Tower that gives all aircraft position information in the vicinity detected via satellites and by sensors on the ground, shown in Figure 5.

Figure 4. FFPP Subsystem



Courtesy of Book: "Global Aeronautical CNS" by Ilcev [01]

Figure 11. SMGC Subsystem



Courtesy of Book: "Global Mobile Satellite Communications" by D.S. Ilcev [03]

The command monitor also displays reported position information of landing or departing aircraft and all auxiliary vehicles moving onto the airport's surface. This position is measured by GNSS, using data from GPS and GEO RSAS satellites. An airport controller is able to show the correct taxiway to pilots under poor visibility, by switching the taxiway centreline light and the stop bar light on or off. Otherwise, the development of head-down display and head-up display in the cockpit that gives information on routes and separation to other aircraft is in progress. The following segments of SMGC are shown in Figure 11:

1) GPS or GLONASS Satellite measures the aircraft or airport vehicles exact position.

2) RSAS is integrated with the GPS satellite positioning data network. In addition to complementing the GPS satellite, it also has the feature of communicating data between the aircraft and the ground facilities, pinpointing the aircraft's exact position.

3) Control Tower is the centre for monitoring the traffic situation on the landing strip around the airport's environment. The location of aircraft and vehicles is displayed on the command monitor of the control tower. The controller performs ground-controlled distance guidance for the aircraft and vehicles based on this data.

4) Stop Line Light System is managed by the controller, who gives guidance on whether the aircraft should proceed to the runway by turning on and off the central guidance line lights and stop line lights as a signal, indicating whether the aircraft should proceed or not.

5) Ground Surveillance Radar (GSR) is a part of previous system for ATC of aircraft approaching areas, in airport and around the airport air environment.

6) Very High Frequency (VHF) is Ground Radio Station (GRS) is a part of ARC via VHF or UHF Radio communications system.

7) Ground Earth Station (GES) is a main part of satellite communications system between GES terminals and ground telecommunication facilities via GEO satellite constellation.

8) Aircraft Cockpit displays the aircraft position and routes on the headwind protective glass (head-up displays) and instrument panel display (head-down display) [01, 03].

7. Conclusion

The RSAS has been set up to identify the possible applications for global satellite CNS, safety and security and control of aircraft, freight and passengers and Search and Rescue (SAR) service in accordance with ICAO regulations and recommendations. The new aeronautical satellite CNS using GEO satellites with Communication and GNSS payloads for ATC/ATM is designed to assist navigation both en-route PA and NPA as well as during landing and in airports. The potential benefits will assist ATC to cope with increased air traffic and to improve safety and reducing the infrastructure needed on the ground. The Communication payloads usually at present employ transponders working on L/C, Ku and recently on Ka-bands for Digital Video Broadcast-Return Channel via Satellite (DVB-RCS), which can be used for RSAS and to connect all airports. Because that Ku-band is experiencing some transmission problems and is not so cost effective, there is proposal that Ka-band will substitute Ku-band even in mobile applications including aviation and maritime.

References

[01] Ilcev D. S. "Global Aeronautical Communications, Navigation and Surveillance (CNS)", John Wiley, Chichester, 2010.

[02] Internet, "Website of EGNOS (www.esa.int) & WAAS (www.gps.faa.gov), 2000-2010.

[03] Ilcev D. S. "Global Mobile Satellite Communications for Maritime, Land and Aeronautical Applications", Springer, Boston, 2005.

[04] Kaplan E.D. "Understanding GPS Principles and Applications", Artech House, Boston, 1996.

[05] MSAS, "MTSAT Update", NextSAT/10 CG, Japan Civil Aviation Bureau, MSAS, Tokyo, 2009.

[06] El-Rabbany A. "Introduction to GPS", Artech House, Boston, 2002.

[07] Grewal M.S. and others, "Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration", Wiley, London, 2008.

[08] Prasad R. & Ruggieri M., "Applied Satellite Navigation Using GPS, GALILEO, and Augmentation Systems", Artech House, Boston, 2005.

[09] Walker J. "Advances in Mobile Information Systems", Artech House, Boston, 1999.

УДК 681.13

В.В. Павлов, доктор технических наук,
Е.А. Копытова, аспирант
(Международный научно – учебный центр
информационных технологий и систем, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ CCV В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ МЕЖДУ ВС С УЧЁТОМ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Рассматривается вопрос построения модели пространственного движения ВС, построенной с учётом новой концепции CCV (самолёт с конфигурацией, определяемой системой управления), для отработки команд по разрешению конфликтной ситуации от системы предупреждения столкновений самолётов.

С каждым годом увеличивается объём воздушного движения. Чтобы справиться с его ростом и сохранить необходимый уровень безопасности полётов, увеличили пропускную способность экономически выгодных эшелонов за счёт их сокращения с 600м до 300м и обязали оборудовать все самолёты бортовой системой предупреждения столкновений самолётов (БСПС).

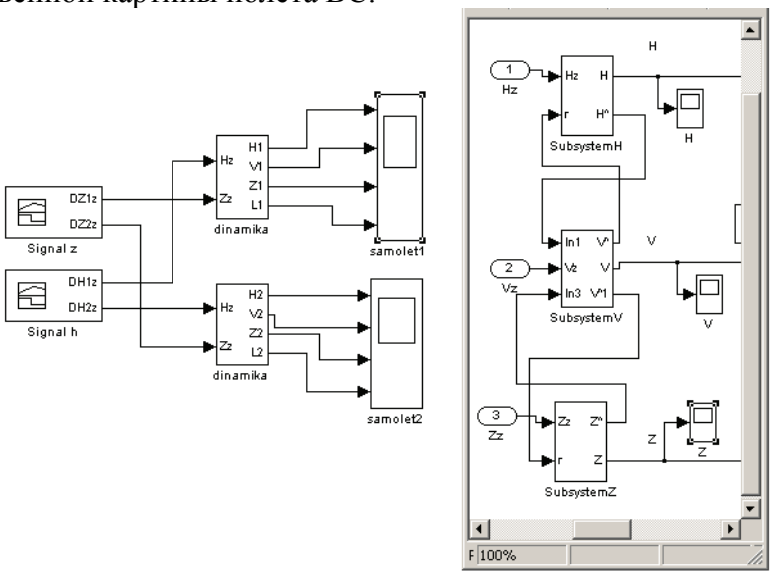
Анализ литературы по данной тематике показал, что систему управления движением ВС рассчитывают на функциональную работоспособность при определённых условиях окружающей среды. Однако в ней отсутствует анализ влияния ветровых возмущений на полёт ЛА в задачах предотвращения столкновений самолётов в эшелонах, а также применение технологии CCV (Control Configured Vehicle) для компенсирования их влияния на полёт ВС.

Необходимо учитывать, что полёт ВС проходит в атмосфере, которая характеризуется хаотическим случайным движением воздушных потоков. Некоторые из составляющих этих потоков связаны с маломасштабной турбулентностью и вносят дополнительные динамические изменения в аэродинамические силы и моменты самолёта, вызывая тем самым вредные линейные и угловые колебания ВС, которые могут значительно исказить траекторию движения самолёта. Для безопасного расхождения самолётов в конфликтной ситуации БСПС имеет запас времени, чтобы вовремя отреагировать на изменение траектории манёвра расхождения самолётов под действием ветровых возмущений. Применение технологии CCV, которая в автоматическом режиме, изменяя конфигурацию крыла, соответственно изменяя подъёмную силу, позволит ВС быть устойчивым к влиянию ветровых возмущений, что даст возможность сократить время расхождения самолётов в конфликтной ситуации. Для компенсации этого влияния применяется системное координированное управление рулём высоты, механизацией крыла, основным и вспомогательным рулями направления. При этом алгоритм комплексного управления рассчитывается методом нелинейной интегральной инвариантности. Для изменения конфигурации крыла применяются отдельно и во всевозможных комбинациях как динамически управляемые закрылки, щитки, предкрылки, элероны и элевоны, так и интерцепторы управления пограничным шаром обтекания крыла воздухом. Однако, не смотря на множество вариантов изменения конфигурации крыла, их действие можно представить как действие одиночного органа непосредственного изменения подъёмной силы эквивалентной эффективности.

Необходимо отметить, что измерив величину ветрового возмущения, действующую на ВС, система в автоматическом режиме отправит управляющий сигнал на изменение подъёмной силы самолёта в ответ на действующее возмущение. Для изменения подъёмной силы можно воспользоваться несколькими вариантами изменения конфигурации крыла, система будет руководствоваться такими условиями, чтобы выбор пришёлся на экономически выгодный и комфортный для пассажиров вариант. Изменение конфигурации крыла вызывает возникновение вредных воздействий как изменение (увеличение) лобового соп-

ротивления и возникновение момента тангажа, а также затраты энергии на отклонение механизации крыла, чтобы создать необходимую подъёмную силу.

Для решения поставленной задачи была разработана модель пространственного движения ЛА, которая отрабатывает команды от БСПС в эшелоне. Для этого воспользуемся тремя контурами управления по каналам управления высотой, скоростью полёта и боковым отклонением, предложенными В.А. Боднером, но с добавлением обратных связей для отображения пространственной картины полёта ВС.



а б

Рис. 1. Модель пространственного движения ВС
а – для двух самолётов; б – для одного самолёта

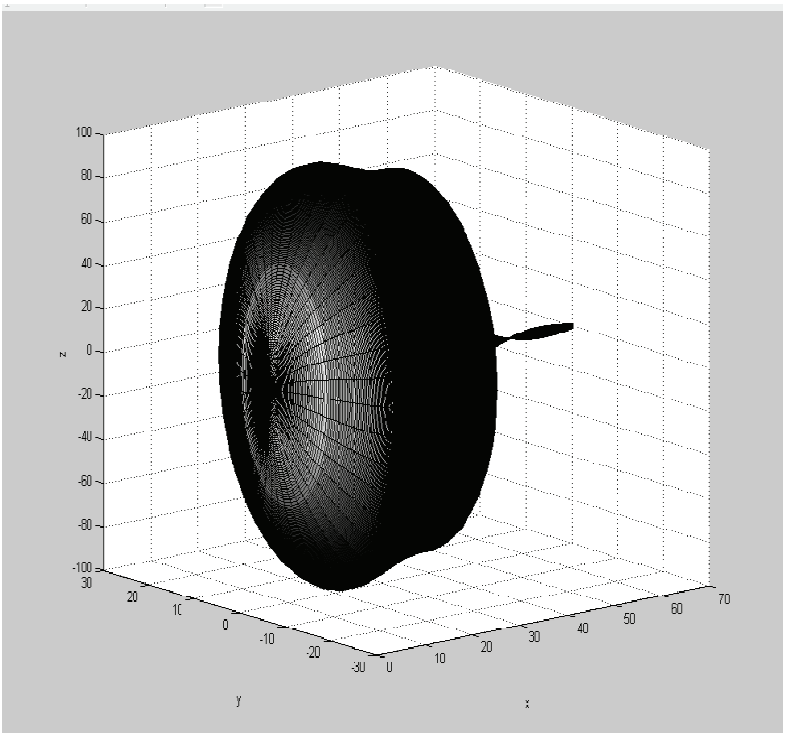


Рис.2. Пространственное представление траекторий движения ВС

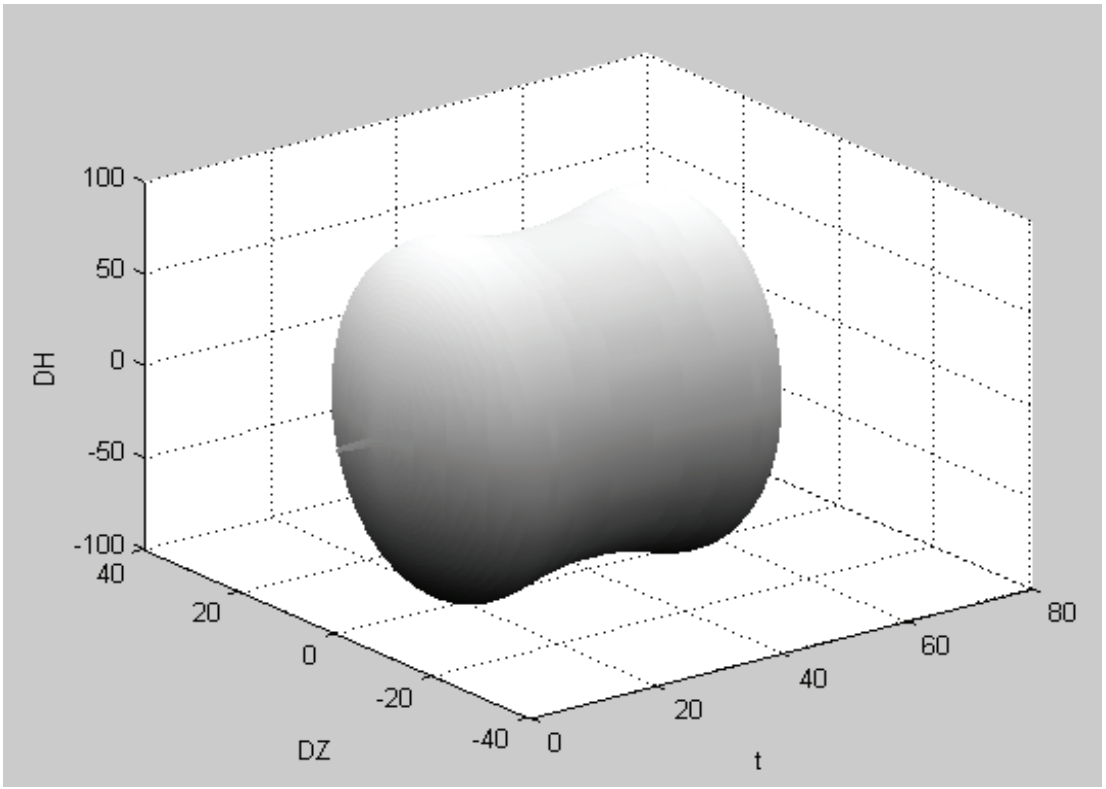


Рис.3. Поверхность безопасного расхождения

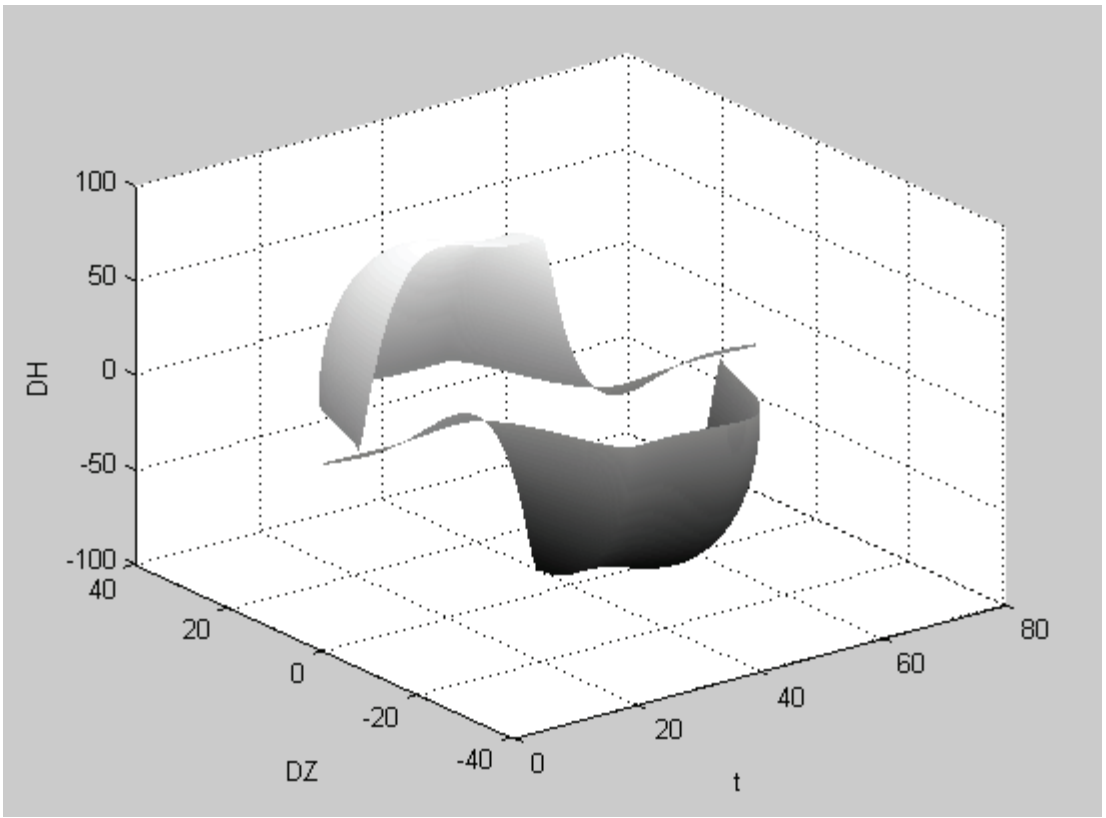


Рис.4. Отдельный случай площади безопасного расхождения ВС

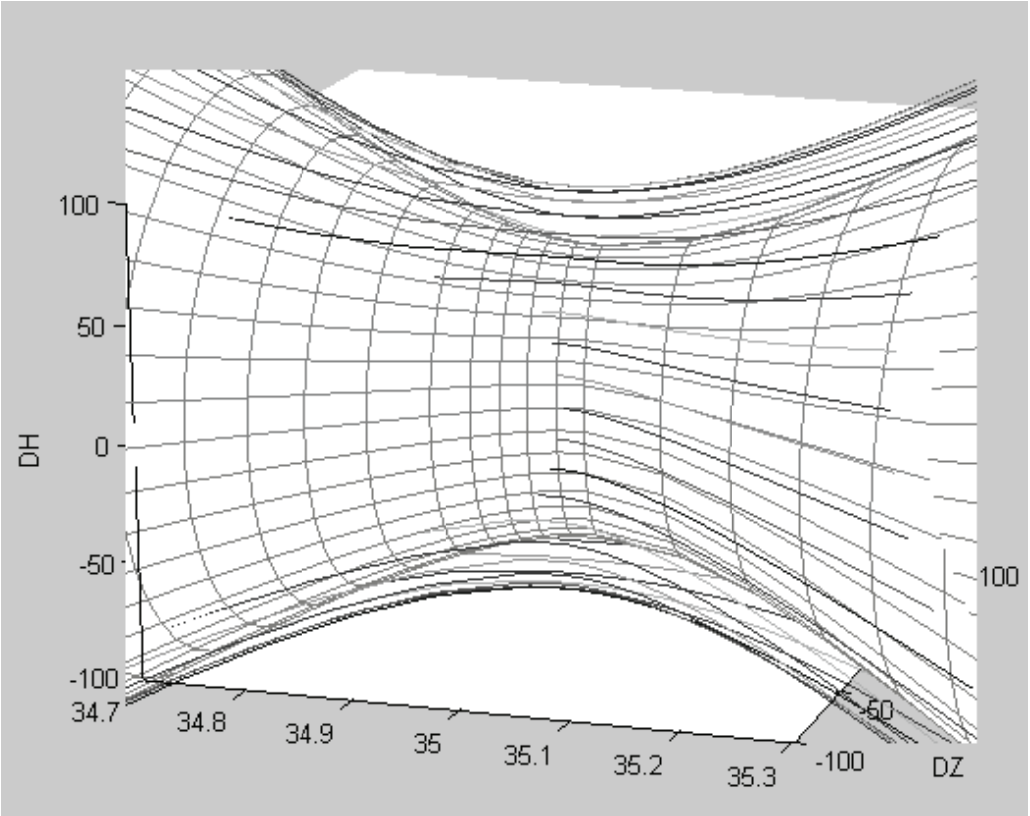


Рис.5. Дистанция расхождения ВС в пространстве

Вывод

Разработанная модель пространственного движения самолёта, которая отображает возможные траектории полёта ВС в конфликтной ситуации и дистанцию расхождения самолётов, позволяет уменьшить время на манёвр уклонения в конфликтной ситуации и повысить существующий уровень безопасности полётов самолётов, используя технологию CCV и изменение конфигурации крыла, и возвратиться в заданный эшелон без создания новых конфликтных ситуаций за счёт уменьшения влияния ветровых возмущений на полёт ВС.

Список литературы:

1. *Боднер, В.А.* Системы управления летательными аппаратами - М.: «Машиностроение», 1973. – 506с.

2. *Бабак, В.П.* Безпека авіації/ В.П Бабак, В.П Харченко, В.О. Максимов– К.: Техніка, 2004. – 584с. : рис. — Бібліогр.: с. 560-583. — ISBN 966-575-171-9.

3. *Павлов, В.В.* Инвариантность и автономность нелинейных систем управления. – К.: «Наукова думка», 1971.

4. *Васильев В.И.* Интеллектуальное управление динамическими системами. – М.: Физ.-мат. л-ра, 2000, 352.

5. *Шевелёв А.Г.* Исследование систем стабилизации самолёта. Дис. на соискание уч. степени кандидата наук. – К. 1961.

УДК 629.735.067(0432)

О.С. Слюняєв, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ІНФОРМАЦІЙНА СТІЙКІСТЬ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Сьогодні є актуальним і важливим питання безпеки інформаційних потоків в системі управління повітряним рухом.

«Інформаційна стійкість» відіграє значиму роль у сприянні безпечної і ефективної інформаційної роботи системи. Принцип дії поняття «інформаційна стійкість» впливає на важливі процеси системи, і являється одним із основних засобів удосконалення методики безпеки інформаційних потоків, як і в системі управління повітряним рухом, так і в інших спеціалізованих системних апаратах призначених для забезпечення відповідної функції в механізмі держави .

Зміст поняття «інформаційна стійкість» залежить від таких параметрів як стійкість, надійність, достовірність, точність, своєчасність та цілісність інформації тощо.

Стійкість інформації залежить від можливості несанкціонованої модифікації даних та зводиться до стійкості алгоритму шифрування.

Існує два типи стійкості: теоретична і практична.

Теоретична стійкість базується на кількісному визначенні через вірогіднісні характеристики за умови, що для моделі формулюються визначені умови, при яких на інформацію не впливають зовнішні фактори.

Поняття практичної стійкості визначається часовою складністю визначення відкритої інформації сторонньою особою за умови, що зловмиснику відомо лише ключ.

Під надійністю розуміється вірогідність зберігати у часі у визначних межах значення всіх параметрів, характеризуючих здатність виконувати необхідні функції в заданих режимах і умовах використання, технічного обслуговування, зберігання і транспортування.

Достовірність інформації відображає ступінь відповідності інформації дійсності та виключенням спотвореної інформації. Достовірність передачі інформації відображає ступінь відповідності прийнятого повідомлення переданому. Для того щоб інформація булла достовірна повинні вживатися відповідні безпекові заходи.

Об'єктивна інформація завжди достовірна, але достовірна інформація може бути як об'єктивною, так і суб'єктивною. Достовірна інформація допомагає прийняти нам правильне рішення. Недостовірною інформація може бути через наступні причини:

навмисне спотворення (дезинформація) або неумисне спотворення суб'єктивної властивості;

спотворення в результаті дії завад і недостатньо точних засобів її фіксації.

Цілісність інформації — означає, що дані повні, за умови, що дані не були змінені при виконанні будь-яких операцій над ними (передача, зберігання тощо) зміна може здійснюватися лише навмисно суб'єктами, що мають на це право.

Своєчасність інформації означає її надходження не пізніше попередньо визначеного моменту часу, узгодженого з часом вирішення поставленої задачі.

Лише вчасно отримана інформація може бути корисна.

Своєчасність даних — властивість, близька до актуальності, але все таки відмінне від нього. Дані поступають своєчасно, якщо вони не запізнюються відносно оптимальних термінів ухвалення рішення. Проте своєчасно — не означає завчасно, оскільки зібрані заздалегідь дані втрачають актуальність. Своєчасність інформації забезпечується використанням сучасних технічних засобів для максимального спрощення доступу до масивів умовно-постійних даних, правильним визначенням термінів збору, а також обробки оперативних даних.

Точність інформації визначається мірою її близькості до реального стану об'єкту, процесу, явища тощо. Та для того, щоб даним можна було вірити, їх точність повинна відповідати точності вимірюваної величини.

Концепція випадкової помилки тісно пов'язана з концепцією точності. Чим вище точність виміру інструменту, тим менше стандартне відхилення в його свідченнях.

Вимірювання помилки можна розділити на дві складові: випадкові помилки і систематичні помилки. Випадкові помилки завжди присутні у вимірюваннях. Це обумовлено, по суті, непередбачуваними коливаннями свідчень вимірювальної апаратури або в інтерпретації експериментатора інструментального читання.

Беручи до уваги, систематичні помилки є передбачуваними, і, як правило постійними або пропорційними до дійсного значення. Якщо причина систематичної помилки може бути визначена, то вона зазвичай може бути ліквідована. Систематичні помилки викликані недосконалим калібрування вимірювальних приладів або недосконалістю методів спостереження, або втручання в довкілля в процесі вимірювання, і завжди впливають на результати експериментів в передбаченому напрямі. Неправильне обнулення інструменту, ведучого до нуля помилки є прикладом систематичної помилки приладів.

"Порушення" або помилки можна широко класифікувати як випадкові, імпульсні і змішані. У каналах з випадковими помилками для кожного біта даних існує вірогідність P неправильного прийому і P-1 правильного прийому. Помилки відбуваються випадково в блоках прийнятих даних. Більшість каналів з матеріальними носіями (а також супутникові канали) схильні до випадкових помилок.

З метою підвищення інформаційної стійкості системи управління повітряним рухом та опрацювання питання оптимізації статистично-розподіленого виявлення радіолокаційних цілей мультистатичною системою були виведені оптимальні границі вірогідності наявності або відсутності цілі або хибної тревоги.

Границі виявлення, вказані в рівнянні $\frac{p(r_k / H_1)}{p(r_k / H_0)} C_1^k \underset{a_k=0}{\overset{a_k=1}{><}} \lambda C_0^k$ (1)

можна оцінити з величин C_i^k, $i = 0, 1$.

З рівняння

$$C_i^k = \sum_{A_k} [g(0, A_k) - g(1, A_k)] p(A_k / H_i), \quad i = 0,1 \quad (2)$$

помічаємо, що оцінка C_i^k вимагає знання стратегії об'єднання по правилах $g(...)$. Як точно встановлено в рівняннях

$$\frac{p(A / H_1)^{a_0=1}}{p(A / H_0)_{a_0=0}} >< \lambda \quad (3) \text{ або } \sum_{j=1} w_j a \underset{a_0=0}{\overset{a_0=1}{>><<}} \eta_0 \quad (4)$$

оптимальна стратегія об'єднання залежить від вірогідності помилки і, звідси, від границь виявлення і відношень сигнал/шум. Тому здається неможливим отримати точні рішення для границь виявлення і стратегій без точного визначення довкілля.

Правила об'єднання які ми перевірятимемо - операції І, АБО і мажоритарної логіки. Ми розглянемо їх окремо.

І-об'єднання

Рішення про наявність цілі приймається лише тоді, коли всі джерела видають рішення "ціль наявна". Застосовуючи це правило, $g(i, A_k)$, $i = 0, 1$, у рівнянні (2) можна обчислити з рівняння

$$g(A) \equiv p(a_0 = 0 / A) = \begin{cases} 0, & p(A / H_1) - \lambda p(A / H_0) > 0 : \text{приймати рішення } H_1 \\ 1, & \text{по іншому} \quad : \text{приймати рішення } H_0 \end{cases} \quad (5)$$

Для A_k з довжиною послідовності $n-1$, що містить всі одиниці, отримуємо $g(0, A_k) = 1$ і $g(1, \mathrm{A_k}) = 0$.

Для всіх інших послідовностей $g(0,\ A_k) = g(1,\ A_k) = 1$.

Використовуючи це в рівнянні (2), ми отримуємо

$$C_i^k = \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq 1}}^{n} p(a_j = 1 / H_i) \qquad i = 0,\ 1 \quad (6)$$

так, що правило прийняття рішень рівняння (1) приймає вигляд:

$$\frac{p(r_k / H_1)}{p(r_k / H_0)} \underset{a_k=0}{\overset{a_k=1}{><}} \frac{C_0^k}{C_1^k} = \eta_k \qquad k = 1, \ldots, n\,. \quad (7)$$

Використовуючи рівняння

$p(a_j / H_1) = (1 - P_{mj})^{a_j} P_{mj}^{1-a_j}$ (8) и $p(a_j / H_0) = P_{f_j}^{a_j} (1 - P_{f_j})^{1-a_j}$ (9) в рівнянні (6) границі виявлення η_k приймають вигляд

$$\eta_k = \lambda \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq 1}}^{n} \frac{P_{fj}}{1 - P_{mj}} \qquad k = 1,\ \ldots,\ n \quad (11)$$

АБО-об'єднання

Тут рішення про відсутність цілі приймається лише, якщо всі джерела видають рішення "ціль відсутня". Для цієї стратегії ми маємо

$g(0,\ A_k) = 0$ и $g(1,\ A_k) = 1$

для A_k з довжиною послідовності $(n-1)$, що містить всі одиниці. У всіх інших послідовностях буде

$g(0,\ A_k) = g(1,\ A_k)$

З рівняння (2) ми отримуємо

$$C_i^k = \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq 1}}^{n} p(a_j = 0 / H_i) \qquad i = 0,\ 1, \quad (12)$$

отже вираження для границь виявлення набирає вигляду:

$$\eta_k = \lambda \prod_{\substack{j=1 \\ j \neq 1}}^{n} \frac{1 - P_{fj}}{P_{mj}} \qquad k = 1,\ \ldots,\ n \quad (13)$$

Об'єднання за принципом мажоритарної логіки.

Використання цієї стратегії неминуче спричиняє за собою процедури для роздільної здатності зв'язків, яка може мати місце, коли n парне. Тому ми окремо досліджуємо випадки непарного і парного числа джерел.

Непарне число джерел.

Нехай $n = 2m+1,\ m = 1,\ 2,\ \ldots,$. При принципі мажоритарної логіки помічаємо з рівняння (5), що для всіх A_k з послідовностями завдовжки $2m$ з нерівними кількостями нулів і одиниць

$g(0,\ A_k) = g(1,\ A_k)$

Для послідовностей з рівними кількостями нулів і одиниць

$g(0,\ A_k) = 0$ и $g(1,\ A_k) = 1$

так що з рівняння (2)

$$C_i^k = \sum_{A_k\ \epsilon\ M} p(A_k / H_i) \qquad i = 0,\ 1, \quad (14)$$

де M позначає набір послідовностей довжиною $2m$ з рівними кількостями нулів і одиниць. Легко переконатися, що таких послідовностей є $(2m!)/(m!)^2$. Потім оптимальні границі виявлення η_k виходять з рівнянь (14) и (7).

Парне число джерел.

Нехай $n = 2m,\ m = 1,\ 2,\ \ldots,$. В цьому випадку ми визначимо два способи роботи системи, при яких дозволені зв'язки, що дозволяють завжди приймати рішення, що описуються одиницею або нулем. Позначимо ці способи "1-спосіб" і "0-спосіб", відповідно. Тоді виходить, що для набору всіх послідовностей $M_1 = \{A_k\}$ з m нулями і $m-1$ одиницями,

$g(0,\ A_k) = 0$,

з $g(1,\ A_k)$, визначуваної способом роботи системи. Подібно для набору M_2 з m одиницями і $m-1$ нулями

$g(1,\ A_k) = 1$

с $g(0,\ A_k)$, залежним від способу. Всі інші послідовності не вноситимуть вклад до C_i^k рівняння (2). Отже

$$C_i^k = \sum_{A_k \in M_1}[1\text{-}g(1,\ A_k)]p(A_k / H_i) - \sum_{A_k \in M_2} g(0,\ A_k)p(A_k / H_i) \quad i = 0,1 \quad (15)$$

Висновки:

Оптимальна границя виявлення для перевірки по відношенню правдоподібності будь-якого джерела залежить від характеристик всіх інших джерел, від значення n і суттєво від вибору стратегії об'єднання.

Інформаційну стійкість системи пов'язують з її здатністю протистояти діям на неї. Інформаційна стійкість є інтегральною властивістю і може об'єднувати різні властивості: стійкість до дії зовнішніх чинників, захищеність, стабільність, надійність, достовірність, об'єктивна, цілісність, своєчасність, точність, живучість тощо. Ступінь стійкості системи залежить від багатьох чинників: числа і різноманітності елементів, характеру і сили зв'язків між ними, спрямованості і значності дій і тощо.Зв'язане поняття рівноваги системи асоціюється з процесом її нормального стабільного функціонування в динамічно змінних умовах, коли відхилення врівноважуються адаптаційними властивостями системи. Якщо система стійка, то вона здатна повернутися у початковий або близький до нього стан після внесення до неї відхилень. Втрата стійкості системи може статися через зміни її параметрів, що викликає за собою зміну сталого режиму роботи системи, або через наявність непередбачених при створенні системи дій, або, нарешті, через порушення зв'язків в системі, що викликали зміну її структури. Втрата стійкості – найбільш поширена причина загибелі систем.

Отже, найбільш ефективним способом руйнування системи є її дестабілізація, тобто цілеспрямована негативна дія на стійкість системи. У нестійкому стані не можна прогнозувати динаміку процесів. Система стає некерованою, оскільки її стан не піддається вимірам, і, отже, відсутнє необхідне позиціювання системи в часі і просторі. Зрештою система руйнується шляхом втрати цілісності.

У даній статті інформаційна стійкість розуміється як інтегральна властивість системи, що відображає стабільність її параметрів в динамічно змінному інформаційному середовищі, де інформація має недосконалу природу.

Список літератури

1. Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкий и др. / под ред. Н.С. Кулика. – К.: Техника, 2008. – 1000 с.

2. Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов та ін.; За ред. В. П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.: іл. – Бібліогр.: с. 560–583.

3. Циркуляр ІКАО 261-AN155 руководство по планированию поэтапной разработки связанной с обменом данных части авиационной фиксированной службы. Монреаль, Канада. 1996.

УДК 629.7.07

В.П. Харченко, д.т.н., проф., М.М. Богуненко,
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОЖЛИВОСТІ ВІЗУАЛЬНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ДЛЯ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕНЬ ЛІТАКІВ У ПОВІТРІ

В даній статті аналізуються відомі і маловідомі фактори, що впливають на ефективність безпеки візуальних польотів, особливості сприйняття візуальної інформації та пропонуються шляхи підвищення можливостей візуального спостереження.

Правила польотів вимагають вести візуальне спостереження за повітряною ситуацією при виконанні польотів. За сприятливих метеорологічних умов, незалежно чи польоти виконуються за ППП, чи за ПВП, екіпажі зобов'язані вести спостереження, щоб уникнути зіткнення з іншими літаками. Критерієм ефективність є відношення кількості літаків, що уникли б зіткнення, до кількості літаків, що не уникли б зіткнення при відсутності візуального спостереження. Для розв'язання поставленої задачі будуються дві ймовірностні моделі: модель візуального виявлення та модель для маневру уникнення зіткнення

Для оцінки ефективності ПВП використовуються чотири джерела експериментальних та емпіричних даних, які є основою для даного аналізу (рис.1).

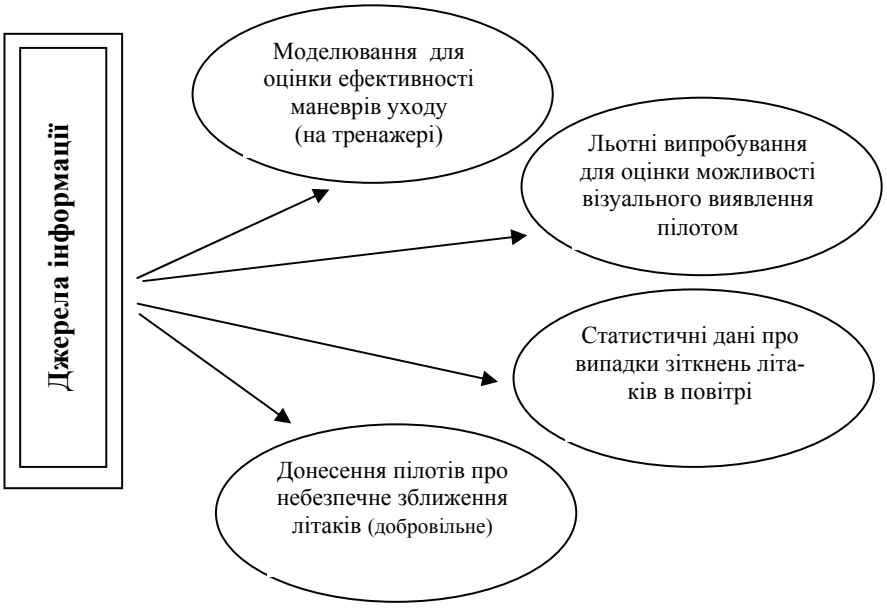


Рис. 1. Джерела даних для оцінки ефективності ПВП

Великий вплив на можливість контролювання повітряного простору навколо літака з кабіни має положення кабіни відносно носа, розміщення пілота, кількість членів екіпажу, що ведуть спостереження, розміри кабіни, наявність перетинок в заскленні, положення крила та інші фактори. На рис. 2 показано, що верхньоплан має меншу оглядовість над літаком, тоді як низькопланні моделі літаків мають великі «сліпі зони» під ними. Це може бути причиною конфліктних ситуацій при зниженні чи наборі висоти. Але ви не знайдете в доповідях про розслідування, що причина інценденту є обмеження можливості спостереження із-за впливу конфігурації, як можливого фактору. Це не враховується і в практичній підготовці диспетчерів.

Рис. 2. «Сліпа зона» літаків через розміщення крила

Органом, що надає пілоту візуальну інформацію є око людини. Серед органів відчуттів око займає особливе місце. Саме на його долю приходиться до 80% інформації, що отримує людина. За допомогою зору пілот сприймає розміри предметів, їх форму, розміщення в просторі, рух. Око реагує на світлові подразники, які являють собою електромагнітні коливання у видимому спектрі (довжина хвилі – 380-760 нм) (табл.1) .

Людське ока має два види світлочутливих рецепторів: палички та колбочки. У дорослої людини нараховується приблизно 110-125 млн. «паличок» і приблизно 6-7 млн. «колбочок» (співвідношення 1:18). Палички забезпечують чорно-білий зір і мають дуже високу чутливість. Колбочки дозволяють людині розрізняти кольори.

Око найбільш чутливе до зелених променів, найменше – до синіх (рис.3). Ця крива не що інше, як ККД людського ока. По ній легко визначити, яка частина потрапляючого в око світла «корисно використовується» для створення світлового відчуття.

Довжина світлової хвилі	Бачення кольору
400-430	Фіолетовий
430-470	Синій
470-500	Блакитний
500-530	Зелений
530-560	Жовто-зелений
560-590	Жовтий
590-620	Жовтогарячий
620-700	Червоний

Таб.1. Довжина хвилі видимого кольорового спектру

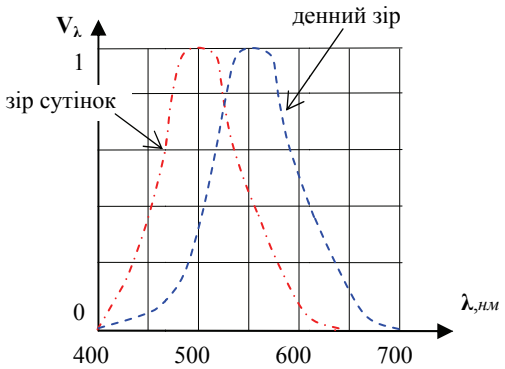


Рис.2. Спектральна чутливість ока людини

Експериментально встановлено, що серед випромінювань рівної потужності найбільше світлове відчуття визиває монохроматичне жовто-зелене випромінювання довжиною хвилі 555 нм. Відносна експериментальна світлова ефективність (позначена літерою v) цього випромінювання прийнята за одиницю. В сутінках максимум спектральної світлової ефективності зміщається в сторону синіх випромінювань, що викликане різною спектральною чутливістю паличок і колбочок.

Найпримітнішою особливістю людського організму є те, що **ми не можемо визначити величини будь-яких подразників в абсолютному вигляді**. Людина в змозі визначити тільки відносні зміни, опираючись або на неопосередковані порівняння двох різних величин, або в порівнянні величини з деяким відкладеним у пам’яті значенням. У першому

випадку можна досягти вражаючих результатів, у другому-тільки приблизних.

В області кольорового сприйняття це приводить до того, що ми можемо розрізняти два кольори по яскравості або кольоровому тону тільки у випадку, якщо різниця між ними перевищує деяке граничне значення.

Людський зір являє собою цілком унікальний механізм. Однією з його особливостей є постійно змінююча чутливість, причому змінюється вона за всіма параметрами. Око пристосовується до навколишніх умов, і подібна адаптація призводить до серйозних результатів. У сутінках автоматично перебудовується чутливість ока так, щоб сприймати максимальний динамічний діапазон. Іншими словами, відбувається налаштування чорної та білої точки ока, змінюється крива передачі напівтонів.

Під дією попередніх умов освітлення кольорове сприйняття зміщується. Якщо людина довго знаходиться в кімнаті з червоним світлом, то виходячи з неї в приміщення з нормальним освітленням, на час адаптації оточуючі предмети набувають зеленуватого відтінку, що буде добре видно на білих ділянках , що оточують.

Людський зір, передусім, адаптовано для роботи з близько розташованими об’єктами. І він часто допускає помилки при спробах визначати фактичний розмір, фактичну відстань, фактичну швидкодію, або фактичну висоту невідомого об’єкта.

Існує три механізми визначення відстані «на око»:

1. При фокусуванні ока на певний предмет відбувається зміна кривизни кришталика (акомодація). Цей процес дозволяє визначити відстань до об’єкта в межах 6 метрів. Люди зі старечою далекозорістю втрачають здатність до акомодації, а окуляри не можуть допомогти правильно визначити відстань цим методом.
2. Збіжність очних яблук (бінокулярний зір) дозволяє визначити відстань до об’єкта, який знаходиться понад 9 метрів (30 футів) від спостерігача (для більшості людей – межа 20 футів). При цьому спостерігач повинен мати хороший зір обох очей.
3. Паралакс (від грецького parallaxis- відхилення), видима зміна положення предмета внаслідок переміщення ока спостерігача, дозволяє впевнено визначати відстань до об’єкта, який знаходиться не більше 75 метрів (250 футів). Крім того, у тому ж самому секторі поля зору мають бути і інші об’єкти на відомій відстані і очевидець повинен мати добрий зір на два ока.

Відстань до невідомого об’єкта не може бути визначена з високою часткою достовірності, якщо об’єкт знаходиться на відстані більше 75 метрів. Тому літаки в зімкнутих бойових порядках розміщуються саме на таких відстанях. Якщо об’єкт знаходився у полі зору короткий час – ця цифра зменшується на порядок.

Крім описаних способів визначення відстані існують ще декілька:

1. Якщо об’єкт знаходиться у візуальному контакті з поверхнею землі, то відстань до нього можливо оцінити в перспективі. Максимальна відстань залежить від характеру рельєфу поверхні і від періодичності розміщення відомих об’єктів на тій самій поверхні.
2. За ступенем розсіювання променів можна судити про відстань до об’єкту.
3. Якщо літак перекриває собою об’єкти, розташовані на відомих відстанях або знаходиться позаду інших об’єктів, то фактична відстань до нього буде обмежена відомими параметрами. Потрібно врахувати, що світіння навкруги дуже яскравого об’єкту можуть здаватися накладеними на більш ближчий об’єкт.
4. Якщо відоме джерело світла змушує об’єкт відпрацьовувати тінь у межах видимості спостерігача, то положення об’єкта може бути правильно оцінено.
5. Якщо пілот точно впізнає об’єкт і пам’ятає його істинний розмір, то, ймовірно, він може дати грубу (в межах одного порядку величини) оцінку відносно відстані, швидкості, і висоти польоту. Тому навчені пілоти можуть визначати тип літака і повідомляти його віддаленість, швидкість і висоту на відстані в декілька кілометрів.

Візуальна система людини не дозволяє виміряти кути без пристроїв. Це – вірогідно найбільший недолік людського сприйняття. Ми перебільшуємо при оцінці гострі кути і зменшуємо тупі, а при концентрації уваги на об’єкті, скоріше за все його кутовий розмір

буде збільшеним пізніше.

Візуальна система не вміє вимірювати інтенсивність світла. Люди можуть робити це тільки в порівнянні з фоновим освітленням. Звертають увагу на себе наступні ефекти:

- Очі мають два механізми пристосування до низького освітлення. Перший – відкриття зіниці, що дозволяє потрапляти на сітківку більшій кількості світла. Другий механізм починає працювати приблизно через 15-30 хвилин перебування в темряві. Збільшення чутливості ока відбувається завдяки підвищенню наявності світлочутливого білка родопсину. Сучасні люди рідко відчувають другу стадію.

Людська візуальна система дуже точно налаштована для роботи в стандартних умовах. Коли є відповідна «установка», візуальна система намагається інтерпретувати ефект знайомої причини, ніж тією, що зустрічається рідше. Через цю особливість людського сприйняття існують деякі ситуації, при виникненні яких зір починає давати парадоксальні результати. Це - оптичні ілюзії. Ось деякі приклади:

1. Об’єкт, який розширюється, часто сприймається як той, що наближається. Аналогічно об’єкт, що зменшується в розмірах, буде сприйматися як віддалений.
2. Маленький об’єкт, який стає яскравішим, часто сприймається як той, що наближається.
3. Яскраво пофарбовані об’єкти сприймаються ближче, ніж темно пофарбовані. Цей ефект підсилюється в міру росту контрасту між кольором об’єкту і фоном.
4. Вдень на оцінку відстані значено впливає Сонце: якщо спостерігач стає лицем до нього, то відстань здається меншою від дійсної, спиною – більшою.
5. Подовжені об’єкти при горизонтальній орієнтації здаються віддаленими і довшими, ніж при вертикальній. Об’єкт, який знаходиться ближче до горизонту в візуальному полі, часто сприймається більш віддаленим, ніж ідентичний об’єкт, що знаходиться вище або нижче. Це пов’язано зі «сплющеністю» стосовно неба.
6. По мірі переміщення будь-якого предмету до горизонту) зменшуються його кутові розміри. Якщо якийсь предмет переміщується до горизонту і при цьому зберігає розміри, то складається враження, що цей предмет стає все більшим.
7. Відстань від спостерігача до об’єкту, між якими знаходиться відкритий водний простір, як правило, зменшується.

На точність визначення напрямку польоту та дальності до літака впливає ракурс літака, тобто частина фюзеляжу, яка знаходиться в полі зору, та крило. Найбільш несприятливими умовами є «нульовий» ракурс – курс літака співпадає або протилежний лінії візирування, найкращими умовами – «4/4» ракурс, коли видно повністю фюзеляж або крило літака в плані.

Висновки

При підготовці пілотів включати в програму обов’язкові групові польоти та польоти на пошук із наведенням на ціль, подібно до льотних програм пілотів-винищувачів.

Розділити всі літаки на декілька (не менше ніж на 4) груп за їх розмірами та при інформуванні про ціль давати інформацію про тип літака та його групу.

Враховувати «сліпі» зони літаків, особливо на етапах набору висоти та зниження.

Для полегшення пошуку літака, що знаходиться попереду, застосовувати каліматирні вказівники (приціли) на лобовому склі кабіни (окремо для кожного пілота).

Список літератури

1. W.Graham, R.Orr. Separation of Air Traffic by Visual Means An Estimate of the Effectiveness of the See-and-Avoid Doctrine. IEEE.(pp.337-361)

2. K. W. Colvin, R. M. Dodhia, R. K. Dismukes Is pilots' visual scanning adequate to avoid mid-air collisions? Proceedings of the 13th International Symposium on Aviation Psychology, (pp. 104-109). Oklahoma City.

СЕКЦІЯ 8.

АЕРОКОСМІЧНІ СИСТЕМИ МОНІТОРИНГУ ТА УПРАВЛІННЯ

УДК 621.396.67(043.2)

Э.А. Ковалевський, к.т.н., М.В. Кондратюк
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВЛИЯНИЕ ФАКТОРА РАСЩЕПЛЕНИЯ КВАДРАТУР НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ АДАПТИВНОЙ АНТЕННО-ПРИЕМНОЙ СИСТЕМЫ

Рассмотрено влияние формирования квадратурных сигналов программным расщепителем на эффективность адаптивной антенно-приемной системы .Проведено математическое моделирование. Получены количественные оценки.

Постановка задачи

Навигационная аппаратура потребителей СРНС часто работает в условиях воздействия помех, приходящих с направлений отличных от направлений прихода спутниковых сигналов. Наиболее эффективным способом повышения помехоустойчивости аппаратуры при этом является пространственная обработка сигналов, реализуемая в адаптивных антенно-приемных системах (ААПС) на базе антенных решеток.

Разработке ААПС уделяется большое внимание. Примерами могут служить системы GAS-1 (фирма Raytheon System Limited) для ВВС НАТО, ее модификация PAGAN, CSTAR™(фирма Lockheed Martin и Rockwell Colins) и др. [1]. Адаптивные алгоритмы в них синтезированы по различным критериям, основные из которых минимум дисперсии выходного шума и максимум отношения сигнал/шум [2].

Достижимый в настоящее время коэффициент подавления помехи составляет 40-60 дБ. Получение высокого коэффициента подавления помех определяется в основном возможностями преодоления дестабилизирующих факторов путем совершенствования технологических решений. Одним из факторов, которому в данной работе уделяется внимание, является точность формирования квадратурных сигналов. Классический способ формирования квадратур предполагает наличие фазовращателя на 90° и двух АЦП для каждого радиоканала ААПС. Предпочтительным представляется построение расщепителя квадратур путем сдвига выходного сигнала одного АЦП на ¼ периода частоты (последней промежуточной в радиоканале) входного сигнала. Прямой сигнал АЦП представляет собой sin-составляющую сигнала, сдвинутый – cos-составляющую.При этом не требуется удвоенного количества АЦП, дополнительных фазовращателей. Расщепитель реализуется программным способом.

В данной работе исследуется влияние ухода промежуточной частоты от номинальной на эффективность подавления помехи ААПС при построении расщепителя квадратур программным способом.

Формализация модели и методика исследований

Расщепление квадратур осуществляется в соответствии с выражениями

$$\begin{aligned} I(k) &= \sin(W \cdot k \cdot dt + \varphi), \\ R(k) &= \sin(W(k+1)dt + \varphi), \end{aligned} \tag{1}$$

где W - круговая частота сигнала; k - дискрет времени; dt - временной сдвиг; φ - начальная фаза сигнала.

При этом соблюдается условие:

$$dt = \frac{2 \cdot \pi}{4 \cdot W}.$$

Для проверки правильности расщепления квадратур по алгоритму (1) проводятся вычисления в соответствии с выражением:

$$\Delta\varphi(k) = arctg\frac{I(k)}{R(k)} - arctg\frac{I(k)}{RR(k)}, \tag{2}$$

где $RR(k) = \cos(W \cdot k \cdot dt + \varphi)$.

При задании круговой частоты в виде $W = W_0 + 2\pi \cdot df$, при $dt = 2\pi / 4W_0$, вычисляется и анализируется ряд $\Delta\varphi(k)$.

Для 4-х элементной эквидистантной антенной решетки (АР) с шагом $d/\lambda = 0{,}5$ рассчитываются погрешности фазоров при фиксированном «k» согласно выражению

$$\Delta F(n) = arctg \frac{\sin(W \cdot k \cdot dt + \pi \cdot n \cdot \cos qq)}{\sin(W \cdot (k+1) \cdot dt + \pi \cdot n \cdot \cos qq)} - \pi \cdot n \cdot \cos qq, \qquad (3)$$

где qq - угол прихода помехи; $n = 0 \ldots 3$.

При изменении df вычисляется и анализируется ряд $AF(n)$.

Разрабатывается модель ААПС с алгоритмом адаптации по Винеру-Хопфу [3]

$$\omega = R^{-1} \cdot S,$$

где ω - вектор весовых коэффициентов; R - корреляционная матрица помех; S - вектор-столбец, характеризирующий амплитудно-фазовое распределение сигнала по каналам каждого элемента АР.

Модель входных сигналов предполагает наличие 3-х полезных сигналов с амплитудами US и углами прихода $\alpha 1, \alpha 2, \alpha 3$ и синусоидальной помехи со случайной амплитудой UP с параметрами $[\mu p, \sigma p]$, пришедшей с направления под углом θ.

Фазовое распределение помехового сигнала по каналам АР представляется в виде:

$$\varphi_p(m) = \frac{2\pi d}{\lambda} \sin\theta \cdot m + V_m, \qquad (4)$$

где V_m - дестабилизирующая составляющая фазового распределения; m - номер канала.

Коэффициент подавления помехи определяется согласно выражению:

$$K_p = GA(\theta) - G(\theta),$$

где $GA(\theta)$ и $G(\theta)$ - уровни приемной диаграммы направленности в угловом направлении θ в дБ при адаптивном и неадаптивном режимах системы.

При фиксированном векторе V для каждой из KR реализаций входных сигналов вычисляется показатель K_p, вводится в сумматор. Вычисляется средний по реализации показатель подавления помехи:

$$KP = \frac{1}{KR} \sum_{i=1}^{KR} K_p(i).$$

Результаты исследования

Эксперимент 1. Исследуем зависимость погрешности (2) формирования квадратур согласно выражению (1) при $df = 0$ для различных φ по отчетам "k". Принимаем $W_0 = 2\pi \cdot \omega^7$ Гц. Задаем последовательно значения углов $\varphi = 10°, 30°, 60°, 80°$, для каждого угла и фиксированного "k" вычисляем ошибку определения фазы. В результате для всех углов при изменении "k" от 1 до 1200 ошибка $\Delta\varphi(k)$ не превысила 10^{-13} рад.

Эксперимент 2. Исследуем зависимость ошибки $\Delta\varphi(k)$ от df и "k" при фиксированном $\varphi = 30°$.

При $df = 0{,}1 \cdot 10^6$ Гц результат приведен в табл. 1.

Таблица 1

k	1	2	10	10^2	10^3	10^4
$\Delta\varphi(k)$, рад	$1{,}9 \cdot 10^{-3}$	$6{,}4 \cdot 10^{-4}$	$6{,}8 \cdot 10^{-4}$	$1{,}2 \cdot 10^{-3}$	$3{,}4 \cdot 10^{-5}$	$3{,}6 \cdot 10^{-4}$

Как видно из табл. 1, ошибка изменяется во времени, но не превышает $2 \cdot 10^{-3}$ рад.

Фиксируем отсчет $k = 1200$ и варьируем значения df. Результат в таблице 2.

Таблица 2

df, МГц	0,1	0,2	0,3	0,5	0,7	1

$\Delta\varphi(k)$, рад	$3{,}5\cdot10^{-4}$	$2{,}9\cdot10^{-4}$	$7{,}6\cdot10^{-5}$	$4\cdot10^{-4}$	$3{,}5\cdot10^{-3}$	0,015

Как видно из таблицы 2, ошибки $\Delta\varphi(k)$ начинают возрастать при $df = 0{,}5$ МГц и при $df = 1$ МГц достигает значения 0,015 рад.

Эксперимент 3. Исследуем зависимость ошибки $\Delta\varphi(k)$ от значения φ при фиксированных $df = 0{,}3\cdot10^{6}$ Гц, $k = 1200$. Результаты приведены в таблице 3.

Таблица 3

φ, град	10	20	30	40	50	60	70	80	90
$\Delta\varphi(k)$, рад	$4{,}5\cdot10^{-4}$	$4\cdot10^{-5}$	$7{,}6\cdot10^{-5}$	$5{,}6\cdot10^{-4}$	$1{,}4\cdot10^{-3}$	$2{,}6\cdot10^{-3}$	$3{,}8\cdot10^{-3}$	$5{,}1\cdot10^{-3}$	$6{,}2\cdot10^{-3}$

Как видим из табл. 3, ошибка $\Delta\varphi(k)$ изменяется в зависимости от угла θ и начинает возрастать при $\varphi > 30°$.

Эксперимент 4. Рассчитаем вектор погрешностей $\Delta F(n)$ согласно (3) при $k = 1200$ и $\varphi = 50°$ для трех значений $df = 0{,}1$ МГц, 0,3 МГц и 1 МГц.

Результаты приведены в таблице 4.

Таблица 4

n		1	2	3	4
$\Delta F(n)$, рад	при $df = 0{,}1$	-0,142	-0,139	-0,14	-0,141
	при $df = 0{,}3$	-0,424	-0,417	-0,423	-0,422
	при $df = 1$	-1,392	-1,408	-1,731	-1,75

Как видно из табл. 4, фазовые ошибки отличаются по каналам и возрастают с увеличение df.

Эксперимент 5. Полученные в таблице 4 значения $\Delta F(n)$ в виде массива V учитываются при моделировании фазового распределения помех (4) при $\theta = 50°$.

При помощи модели ААПС рассчитываем показатель KP по $KR = 50000$ реализаций для следующих значений df: 0; 0,1; 0,3; 1 МГц. В модели приняты значения: $\alpha1 = 20°, \alpha2 = 30°, \alpha3 = 80°, \theta = 50°, US = 0{,}001, \mu p = 0, \sigma p = 1$.

Результаты приводим в табл. 5.

Таблица 5

df, МГц	0	0,1	0,3	1
KP, дБ	-95	-73	-63	-28

Как видим из таблицы 5, уход промежуточной частоты от номинальной, на которую был рассчитан сдвиг квадратурной составляющей, привел к существенному ухудшению показателя подавления помехи. Потери в подавлении помехи уже при $df = 0{,}1$ МГц составили 22 дБ.

Выводы

Как показали исследования, уход частоты входного сигнала рассмотренного варианта расщепителя квадратур приводит к ошибке фазовых распределений по каналам антенной решетки и в конечном итоге к понижению эффективности подавления помехи адаптивной антенно-приемной системой. В радиоканалах ААПС промежуточные частоты сигналов на входах АЦП не должны отличатся от номинальной более, чем на $1 \div 3\%$.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. Изд. 4-е / Под ред. А.И. Перова и В.Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800с.

2.Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки.Введение в теорию./ Пер. с англ. Под ред.В.А. Лексаченко.М.: Радио и связь.1986.-448с.

3. Адаптивная компенсация помех в каналах связи. / Под ред. Ю.И. Лосев. М.: Радио и связь, 1988. – 208с.

УДК 621.6.667.49

Э.А. Ковалевський, к.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина.)

ПОДАВЛЕНИЕ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ПОМЕХИ В ОДНОМ КЛАССЕ АДАПТИВНЫХ АНТЕНН РАДИОНАВИГАЦИИ

Рассмотрен программный способ подавления широкополосной помехи адаптивной антенной с измерением углов прихода помехи. Проведено математическое моделирование. Оценена эффективность способа.

Введение

Одной из актуальных проблем является необходимость повышения помехоустойчивости аппаратуры пользователей СРНС. Действенным способом решения проблемы признано применение адаптивных антенн. Интенсивно адаптивные антенны (АА) стали разрабатываться в 90-е годы прошлого столетия в связи с требованием МО США значительно повысить помехоустойчивость аппаратуры GPS. К настоящему времени многие образцы АА используются во всех видах военной техники.

Эффективность подавления помехи АА, помимо прочих факторов, существенно зависит от ее широкополосности. Так согласно выражению, приведенному в [1], для АА с 2-х элементной антенной решеткой (АР) коэффициент подавления помехи при увеличении ширины спектра до 10 МГц уменьшается на 6 дБ. Причем эта зависимость имеет явно нелинейный характер.

Суть заключается в том, что комплексные весовые коэффициенты, рассчитанные по алгоритму адаптации для частоты ω_1 помехи, не будут являться таковыми для составляющей частоты ω_2, так как нули диаграммы направленности (ДН) решетки смещаются при изменении значения частоты. Отсюда следует, что для обеспечения формирования нуля ДН для всех частот спектра помехи требуется для каждой частоты свое значение комплексного весового коэффициента. Распространенным способом решения этой задачи является использование трансверсального фильтра. Такой фильтр реализуется подключением к элементу антенной решетки многоотводной линии задержки, сигнал с каждого отвода которой подается на свой вектор-модулятор (ВМ), а выходные сигналы ВМ на сумматор. Эффективность такого способа тем выше, чем больше отводов линии задержки (следовательно, ВМ) и чем чаще располагаются отводы. Способ прост, но требует аппаратурного усложнения АА.

Для АА, весовые коэффициенты в которой рассчитываются с учетом измеренных углов прихода помехи [2], представляется возможность решить задачу подавления широкополосной помехи программным способом..

В настоящей работе рассматривается такой способ и исследуется при помощи математического моделирования.

Формализация способа подавления широкополосной помехи

Для рассматриваемого класса АА весовые коэффициенты адаптации рассчитываются после измерения углов прихода помехи путем решения системы уравнений:

$$W = \Phi^{-1} \cdot \mathrm{B}, \qquad (1)$$

где W - вектор весовых коэффициентов;

$$\Phi = \begin{cases} \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_i\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_n\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\theta\cdot k} \end{cases} \quad (2)$$

Φ - матрица фазоров полезных сигналов и помехи по элементам для линейной АР;

d, λ –шаг и длинна волны, соответствующая средней частоте полосы частот АР;

α_i, θ - углы прихода сигналов и помехи;

N - число элементов АР;

B - вектор-столбец с “1” и “0”в строках , соответствующих сигнальным и помеховой строке матрицы Φ.

Решение системы (1) при матрице Ф вида (2) обеспечивает формирование провала ДН для сигнала помехи с частотой $\frac{\lambda}{c}$ (c - скорость света), пришедшего под углом θ.

Для того, чтобы весовые коэффициенты реагировали на составляющие помехового сигнала с частотами $\frac{\lambda_i}{c}$, матрицу Ф следует дополнить строками с фазорами, формируемыми с учетом этих частот для направления θ.

При этом матрица приобретет вид:

$$\Phi = \begin{cases} \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_i\cdot k} \\ \cdots \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda}\cdot\sin\alpha_n\cdot k} \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda_i}\cdot\sin\theta\cdot k} \\ \cdots \\ \sum_{k=0}^{N-1} e^{-j\cdot\frac{2\pi d}{\lambda_n}\cdot\sin\theta\cdot k} \end{cases} \quad (3)$$

где $i = 1 \ldots nf$, nf - число дискретных частот.

Методика и результаты исследования

Для исследования разработан комплекс моделей, реализующий формирование амплитудно-фазовых распределений сигналов и помехи по элементам АР, модель линейной АА с измерителем угла прихода помехи, адаптивными вычислителями весовых коэффициентов в соответствии с выражениями (1), (2), (3) и формирователями ДН антенны в адаптивном и обычном режимах работы.

Модель сигнала помехи для k -го элемента АР представлена в виде:

$$UP_k = \sum_{n=1}^{nf} U_n e^{-j(\frac{2\pi d}{\lambda_n}\cdot k\cdot\sin\theta + \delta f_n)},$$

где $U_n, \delta f_n$ - случайные числа, распределение по нормальному и равномерному законам соответственно;

λ_n - длина волны спектрального компонента помехи.

Показатель подавления помехи определен в виде:

$$K_p(\alpha) = GP(\alpha) - G(\alpha),$$

где $GP(\alpha), G(\alpha)$ - значения ДН в децибелах в направлении прихода сигнала α соответственно для адаптивного и обычного режимов системы.

Исследования проводились при следующих исходных данных: $N = 4$; $d/\lambda = 0{,}5$; $\lambda = 0{,}2$ м; $\alpha_1 = 20°$; $\alpha_2 = 30°$; $\alpha_3 = 80°$; $\theta = 50°$; амплитуды полезных сигналов равны 0,001; параметры нормального закона в модели помехи [0,1], равномерного $[-\pi, \pi]$; $\lambda_i = \dfrac{c}{1{,}5 \cdot 10^9 \pm df_2}$; $df_1 = 1$ МГц; $df_2 = 2$ МГц; $df_3 = 3$ МГц; $df_4 = 5$ МГц; $df_5 = -1$ МГц; $df_6 = -2$ МГц; $df_7 = -3$ МГц; $df_8 = -5$ МГц.

Исследуем зависимость показателя подавления помехи от состава компонент модели широкополосной помехи. Результаты приведены в таблице, где K_{p1}, K_p – показатели подавления помехи в системах по предлагаемому алгоритму и алгоритму прототипа соответственно. При этом рассмотрены следующие варианты модели помехи по составу с длинами волн: вар.1 - $\lambda_1, \lambda, \lambda_5$; вар.2 - $\lambda_2, \lambda, \lambda_6$; вар.3 - $\lambda_3, \lambda, \lambda_7$; вар.4 - $\lambda_4, \lambda, \lambda_8$ и проведен расчет показателей для составляющих.

Таблица

вар. 1		вар. 2		вар. 3		вар. 4	
K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p	K_{p1}	K_p
-168	-58	-153	-54	-142	-57	-129	-46
-162	-55	-146	-49	-136	-46	-123	-42
-163	-55	-146	-49	-136	-45	-123	-41

Анализ полученных данных показывает, что обе системы подавляют каждую из частотных составляющих помехи. Коэффициенты подавления уменьшаются с увеличением разноса частот дополнительных составляющих относительно центральной частоты АР. Коэффициенты подавления широкополосной помехи в предлагаемой АА значительно превышают показатели прототипа. Показатель подавления составляющей помехи центральной частоты предлагаемым способом равен сумме показателей подавления каждого из частотных компонент помехи АА прототипа.

Выводы

Как показали исследования, предложенный способ позволяет значительно повысить эффективность подавления многочастотной помехи в классе адаптивных антенн, в которых весовые коэффициенты вычисляются с учетом измеренных углов помехи.

Способ реализуется программно и не требует увеличения аппаратного состава адаптивной антенны. Эффективность повышается с увеличением числа элементов антенной решетки.

Список литературы

1.Монзинго Р.А., Миллер Т.У. Адаптивные антенные решетки. Введение в теорию. -М.: Радио и связь,1986.-448с.

2. Ковалевський Е.О., Конін В.В., Харченко В.П. Адаптивна антена радіонавігації. Патент України №85225. Бюл. №1, 2009.

УДК 621.396.67(043.2)

В.В. Конин, д.т.н., А.С. Погурельский
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОСОБЕННОСТИ ЭФЕМЕРИДНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Выполнен анализ принципов формирования и пересчёта эфемеридной информации в действующих спутниковых радионавигационных системах GPS и ГЛОНАСС, европейской геостационарной службе навигационного покрытия EGNOS, а также перспективной системе Galileo.

Введение

Характерной чертой спутниковых радионавигационных систем (СРНС) является тот факт, что координаты спутников не постоянны во времени, а непрерывно изменяются. Для решения навигационной задачи любым из существующих методов необходимо иметь данные о положении навигационных спутников (НС) в пространстве в момент выполнения измерений. Таким образом, возникает задача обеспечения пользователя спутниковой навигации информацией о координатах НС используемой системы.

При существующем подходе к построению СРНС максимально возможный объем расчетов разработчики стараются перенести на наземный комплекс управления. Эфемеридное обеспечение поддерживается комплексом технических и программных средств, выполняющих радиоконтроль орбит спутников с нескольких наземных станций контроля, обработку результатов траекторных измерений и расчет эфемеридной информации, передаваемой далее с помощью загрузочных станций на спутник. Таким образом, по результатам доступных наблюдений сети станций контроля и наблюдения в вычислительном центре главной командной станции рассчитываются параметры орбит НС, которые в дальнейшем загружаются на спутники, откуда транслируются в виде эфемерид.

Для получения данных о текущем положении НС в пространстве программное обеспечение приёмника пользователя использует процедуру размножения эфемерид. Таким образом пользователь СРНС обеспечивается математической моделью движения НС по орбите.

Состояние проблемы.

В функционирующей системе GPS модель движения НС представлена в оскулирующих элементах. Такая модель подразумевает, что траектория движения спутника разбивается на участки, на которых движение описывается кеплеровской моделью, параметры которой меняются во времени.

Данные эфемерид GPS содержат, в основном, параметры орбиты НС для краткосрочной полиномиальной модели орбиты по отношению к истинной траектории спутника. Параметры сохраняются и обновляются в сервере управления GPS, а затем обновляются в спутниках. На основе имеющихся параметров эфемерид алгоритм может оценить положение спутника в течение любого времени, пока спутник движется в рамках такой модели. Полиномиальные орбитальные модели имеют только одну степень свободы, то есть время. Опорным временем для параметров эфемерид и альманаха является время GPS, а именно: время недели GPS (TOW, time of week). Вычисление положения спутника производится в основном экстраполяцией положений спутников на орбите как функции времени, начиная с известного начального положения. Начальное положение также определяется текущими данными эфемерид и альманаха. Кроме того, временная метка указывает, когда спутник находится в заданном начальном орбитальном положении. Временные метки называются эфемеридным временем (TOE, time-of-ephemeris) для параметров эфемерид и временем применимости (TOA, time-of-applicability) для параметров альманаха. Как время TOE, так и время TOA измеряют по отношению к времени TOW GPS.

Вследствие сравнительно краткосрочной пригодности в общем случае для определения положения НС параметры эфемерид можно использовать только в течение 2-4 часов. С другой стороны, при такой краткосрочной пригодности можно достичь большей точности, чем при более долгосрочной пригодности. Достижимая точность составляет 2-5 м.

Данные эфемерид и альманаха передают со спутников GPS в формате, определенном в открытом документе по управлению интерфейсом GPS [1].

Аналогичный подход к заданию модели движения НС предусмотрен и в европейском проекте СРНС Galileo. Согласно опубликованной документации [2], форматы данных Galileo будут весьма близки к форматам GPS, но не будут совпадать с ними. Разработчики Galileo обещают лучшую точность определения координат пользователя, что возможно будет обеспечено большим количеством параметров, входящих в состав эфемерид. Кроме того, параметры эфемерид систем Galileo и GPS могут иметь различный срок действия.

В геостационарной служба навигационного покрытия EGNOS используются спутники Европейского космического агентства для передачи корректирующей информации пользователям системы GPS, а также для трансляции сигналов, аналогичных сигналам НС GPS. Это позволяет обеспечить пользователей дополнительными источниками псевдодальномерных данных. Однако для их включения в расчёт пользователь также должен быть обеспечен эфемеридами используемых геостационарных спутников. В EGNOS эфемериды представляют собой пространственные координаты спутников, а также их ускорения вдоль координатных осей. Положение геостационарного спутника является функцией времени и может быть определено в аппаратуре пользователя.

В системе ГЛОНАСС используется дифференциальная модель движения. Это означает, что для определения координат спутника на заданный момент времени требуется решить систему дифференциальных уравнений [3, 4]. Для решения этой системы нужны начальные значения. В случае ГЛОНАСС эти приближения передаются со спутника в составе навигационной информации. Спутники глобальной навигационной системы ГЛОНАСС передают навигационные сообщения содержащие координаты движения спутника в системе ПЗ-90.02. Эти данные обновляются каждые 15 минут.

Расчет размножения эфемерид навигационного спутника ГЛОНАСС производится в инерциальной геоцентрической системе координат. Взаимное расположение осей X и Y у инерциальной системы и системы ПЗ-90.02 характеризуется поворотом вокруг оси Z, связанным с вращением земли вокруг своей оси. Угол поворота S называется истинным звездным временем.

Формулы перевода координат и скоростей из гринвичской геоцентрической системы ПЗ-90.02 в WGS-84 имеют линейный вид. Коэффициенты формул являются функциями скорости вращения земли и истинного звездного времени.

Пересчет эфемерид ГЛОНАСС проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения спутника, в которых учитываются ускорения, определяемые константой гравитационного поля Земли μ, второй зональной гармоникой с индексом C20, и ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений. Уравнения движения интегрируются в прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат, связанной с текущими экватором и точкой весеннего равноденствия, методом Рунге-Кутта четвертого порядка. Лунно-солнечные ускорения являются функцией времени, и рассчитываются по астрономическим формулам один раз на весь интервал размножения.

Математическая модель движения НС ГЛОНАСС включает учёт следующих возмущений:

- гравитационного притяжения Земли в виде разложения геопотенциала по сферическим функциям до десятого порядка включительно, учитывая приливные вариации и вариации за счёт движения полюса Земли;
- гравитационного влияния Луны, Солнца и некоторых планет Солнечной системы, включая косвенное влияние сжатия Земли на пертурбационную функцию Луны;

– радиационного давления прямой и отражённой солнечной радиации на поверхность НС с учётом его формы и ориентации радиационных панелей относительно центра масс НС.

Сайт информационно-аналитического центра ГЛОНАСС в режиме реального доступа предоставляет возможность получения эфемерид всех действующих НС системы (рис.1) [5].

Эфемериды по данным альманаха КНС ГЛОНАСС

NS	Дата	TΩ	Tоб	e	i	LΩ	ω	δt2	nl	ΔT
01	21.03.11	13181.9375	40544.062	0.00051	64.55267	73.90606	16.85852	1.7929077E-4	1	-6.713867E-4
02	21.03.11	18407.438	40544.094	0.00042	64.31888	52.0582	12.348633	2.1743774E-4	-4	-6.1035156E-4
03	21.03.11	36390.03	40544.164	0.00159	65.73903	96.209335	160.67505	0.0	-6	6.1035156E-5
04										
05	21.03.11	33438.438	40544.04	0.00058	64.54031	-10.773468	67.5	1.6403198E-4	1	-6.713867E-4
06	21.03.11	38470.875	40544.117	0.00091	64.534996	-31.793919	123.79944	4.196167E-5	-4	-6.713867E-4
07	21.03.11	3458.5312	40544.65	0.00075	63.478077	111.06406	118.87756	2.0980835E-4	5	-7.324219E-4
08	21.03.11	8129.0625	40544.016	0.00022	64.31458	95.00221	28.306274	4.196167E-5	6	-7.324219E-4
09	21.03.11	11394.4375	40544.1	0.0023	64.947845	-158.00194	15.325928	4.5776367E-5	-2	-1.2207031E-4
10	21.03.11	16143.969	40544.11	0.00162	65.753105	-179.15697	161.86707	9.918213E-5	-7	-6.1035156E-5
11	21.03.11	21282.25	40544.094	0.00194	65.3727	159.56903	-1.1151123	7.247925E-5	0	0.0
12	21.03.11	26589.094	40544.082	0.00347	64.945786	138.52112	164.70154	1.9073486E-5	-1	-6.1035156E-5
13	21.03.11	31563.5	40544.15	0.0005	65.360344	116.597046	92.30713	2.975464E-4	-2	6.1035156E-5
14	21.03.11	36714.625	40544.08	0.00219	65.36395	95.06555	3.713379	1.7166138E-4	-7	6.1035156E-5
15	21.03.11	1472.9062	40544.6	0.00243	65.73697	-117.89583	-7.3223877	-4.5776367E-5	0	-2.4414062E-4
16	21.03.11	6331.7812	40544.156	0.00212	64.92964	-136.87025	149.04602	3.8146973E-5	-1	-3.0517578E-4
17	21.03.11	9740.625	40543.96	0.0018	64.88141	-31.194134	-9.036255	2.784729E-4	4	7.324219E-4
18	21.03.11	14819.125	40543.953	0.00267	64.8064	-53.104134	-21.780396	2.670288E-5	-3	3.6621094E-4
19	21.03.11	19827.438	40543.91	0.00014	64.892914	-73.60274	-69.96094	1.5640259E-4	3	4.272461E-4
20	21.03.11	25029.125	40543.992	0.00143	64.90596	-95.30365	-14.639282	7.6293945E-5	2	3.6621094E-4
21	21.03.11	29953.562	40543.918	0.00198	64.81395	-116.302124	-179.41223	2.2506714E-4	4	3.0517578E-4
22	21.03.11	35020.25	40543.867	0.00332	64.78992	-137.67706	-4.8999023	0.0	-3	3.0517578E-4
23	21.03.11	40117.25	40543.92	0.00009	64.77223	-158.97508	88.64319	2.593994E-4	3	3.0517578E-4
24	21.03.11	4597.7188	40543.86	0.00059	64.783905	-10.559063	86.92932	-5.722046E-5	2	5.493164E-4

Рис. 1.

Для обеспечения ГЛОНАСС параметрами вращения Земли в системе организовано оперативное определение координат полюса Земли, эксцесса длительности суток по данным измерений КС на основе совместного уточнения ПВЗ и вектора состояния системы. Специально разработанные методики позволяют определить и всемирное время в процессе эфемеридного обеспечения системы. Точность получаемых результатов оценивается для координат полюса на уровне 15 … 20 см, для длительности земных суток – 0,5 мс и для всемирного времени – 1 мс. Регулярное определение ПВЗ по данным наблюдений НС в режиме оперативной службы осуществляется наземным комплексом ГЛОНАСС с 1984 г.

Выводы

Существующие СРНС, реализуемые проекты спутниковой навигации, а также функциональные дополнения космического базирования используют три подхода к формированию эфемерид используемых спутников. Для выполнения пользователем расчёта пространственных положений НС в момент выполнения измерений в разных системах используются различные алгоритмические методы.

При реализации методов совместной обработки данных, поступающих от спутников разных систем, аппаратура пользователя должна быть обеспечена возможностью пересчёта эфемерид НС по соответствующим каждой системе алгоритмам.

Список литературы

1. ICD-GPS-200 Interface Control Document, 2000
2. L1 band part of Galileo Signal in Space ICD (SIS ICD), 2005
3. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ) / Координац. науч.-информ. центр РФ.- М., 2008.
4. ГОСТ Р 52865-2009 «Глобальная Навигационная Спутниковая Система. Параметры радионавигационного поля. Технические требования и методы испытаний»
5. http://www.glonass-center.ru

УДК 629.056.08:681.513.67(045)

І.В. Васильєв аспірант,
В.П. Харченко д.т.н., професор
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИДИ РАДІОЗАВАД В СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ ТА МЕТОДИ БОРОТЬБИ З НИМИ

В статті розглядається види радіозавад, які впливають на роботу супутникових радіонавігаційних систем. Піднімається проблема завадостійкості супутникової навігаційної апаратури та методи боротьби з ними.

З стрімким розвитком супутникових радіонавігаційних систем та використання навігаційних даних отриманих за допомогою цих систем, виникає потреба в досліджені впливу завад та знаходженні методів підвищення завадостійкості апаратури супутникових радіонавігаційних систем.

Суть проблеми полягає в тому, що при малому рівні сигналу (порядку – 160 дБ Вт) від супутників GPS та ГЛОНАСС будь-яке електромагнітне випромінювання, яке перевищує заданий рівень, являється потенційною завадою. Причому в залежності від рівня випромінювання в супутниковий навігаційний приймач можуть потрапляти сигнали як загальної частоти, так і гармонік доволі високих порядків Всі завади можна поділити за способом постановки на навмисні і природні або ненавмисні. На рисунку 1 представлені ознаки ненавмисних радіозавад.

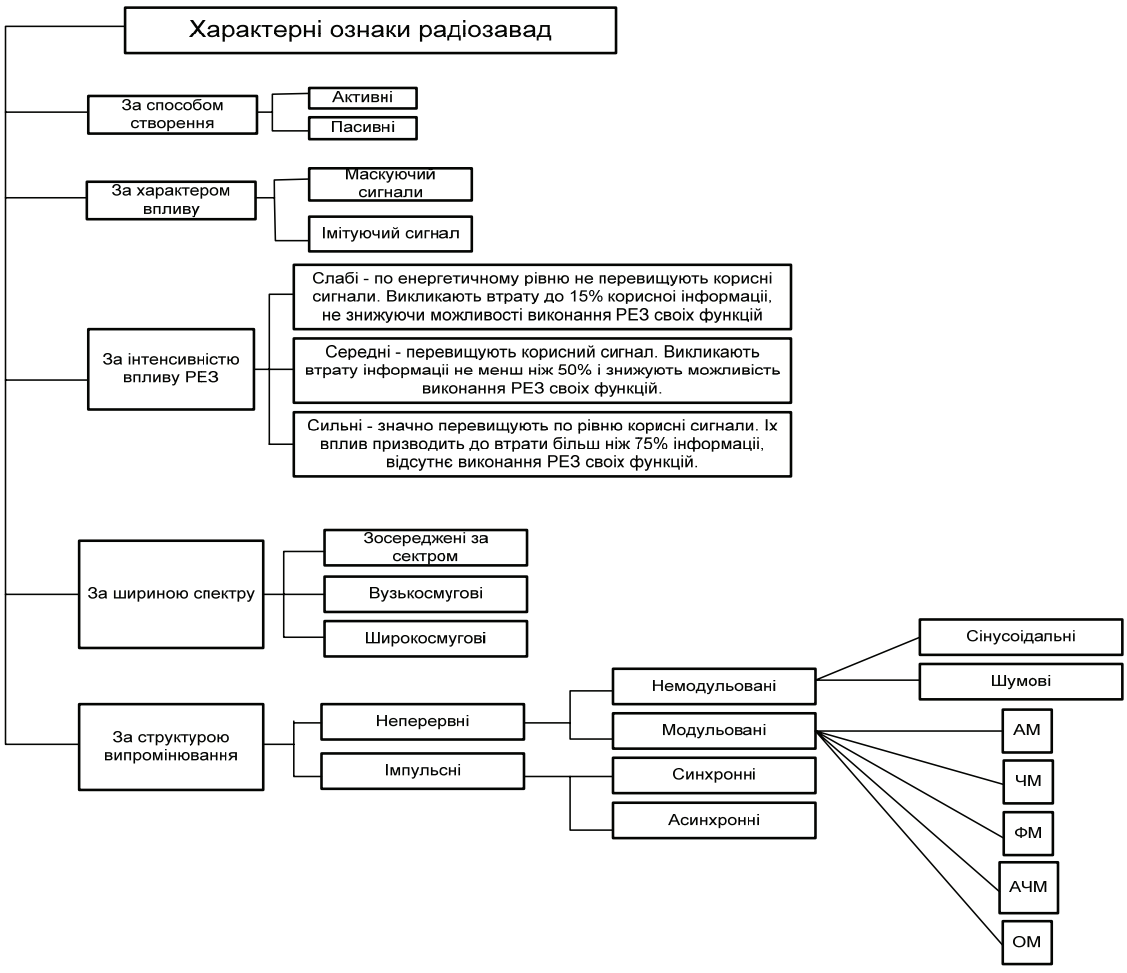


Рис. 1. Індивідуальні ознаки радіозавад

Навмисні завади це завади характеристики яких не відрізняються від характеристик корисного сигналу і не виявляються спеціальними засобами радіо нагляду. До навмисних завад відносять силову та інтелектуальну. Інтелектуальна завада використовується для направлення користувача супутникової навігації по помилковому маршруту. За принципом роботи інтелектуальну радіозаваду можна поділити на два типи. Принцип роботи першого полягає встановлені наземного спеціального обладнання, яке ретранслює сигнал від навігаційних супутників, які знаходяться в зоні видимості. Другий полягає в тому, що встановлюється мінімум три псевдосупутника, які передають реальні коди навігаційних супутників.

Ненавмисні завади або ще називають їх природні треба приділити більш уваги, так як вони виникають у наслідок розсіяння електромагнітної енергії від будь-яки природних або штучних об'єктів, електричні характеристики яких відрізняються від характеристик вільного простору і таким завадам. Природні завади можна поділити за їх характерними ознаками.

За характером впливу радіозавад на радіоприймач з заданими характеристиками їх можна віднести до маскувальних або імітуючи. Маскувальні завади ускладнюють або призводять до неможливості виділення та обробки корисного сигналу. Імітуюча завада при прийманні призводить до створення ефекту наявності корисного сигналу. Якщо імітується радіонавігаційний сигнал, то це може призвести до катастрофічних наслідків.

За інтенсивністю впливу радіозавад на радіоприймач розглядають слабкі завади, завади середньої інтенсивності та сильні завади. Слабкі завади за власним енергетичним рівнем не перевищує рівень корисного сигналу. Втрата інформації при їх наявності не перевищує 15 %. Радіоелектронна система, яка знаходиться під їх впливом, виконує свої функції. Таку заваду відносять до допустимої радіозавади.

До завад середньої інтенсивності відносять такі, енергетичний рівень яких в точці приймання є порівнювальним з сигналом або його перевищує. Наявність такого сигналу призводить до втрати не менш 50% інформації і знижує можливість нормального функціонування радіоелектронних засобів(РЕЗ).

Сильні завади - це такі, рівень яких значно перевищує рівень корисних сигналів. При їх наявності втрачається більш 75% інформації і нормальне функціонування РЕЗ стає неможливим.

Шириною спектра завада може бути прямого проходження, вузькосмуговою та широкосмуговою. є завада на несучій корисного сигналу. Завада є відносно вузькосмуговою, якщо смуга частот, яку вона займає, не перекриває смугу частот пропускання радіоприймача.

Якщо смуга частот завади перекриває смугу пропускання радіоприймача, то заваду розглядають як широкосмугову.

За характером залежності огинаючої завади (сигналу) від часу, його розглядають як неперервний (аналоговий) або імпульсний. Неперервна завада може бути не модульованою або модульованою (моніпульованою) за амплітудою, фазою, частотою або їх комбінаціями.

Не модульовані завади можуть бути гармонічними або шумовими. Імпульсні завади підрозділяються на синхронні та асинхронні.

Крім того, ненавмисна радіозавада може бути створеною як інтермодуляційна різницева радіозавада третього порядку, якщо організувати одночасне випромінювання двох або трьох легальних передавачів, наприклад, радіомовних або приводних станцій, для яких існує частотна комбінація, що збігається з частотою супутникового каналу.

Не модульовані радіозавади призводять до створення биття на виході детектора. Якщо завада є відносно сильною, то в радіоприймачі може виникнути ефект його блокування.

Якщо радіозавада є амплітудно-модульованою, то крім вище означених ефектів вона може замаскувати сигнал. В системах радіонавігації така завада може призвести до похибок при визначенні кутових координат. Частотні та фазомодульовані радіозавади призводять до аналогічних ефектів, тільки у більш широкому частотному діапазоні. Якщо на антену радіоприймача одночасно діють декілька радіозавад близькими за частотою, то може

виникнути небезпечний для нормального функціонування РЕЗ ефект інтермодуляції на різницевих частотах третього або п'ятого порядку. Міцні шумові радіозавади можуть привести до тотальної втрати робото здатності будь-якого РЕЗ. Імпульсні радіозавади при незначній середній потужності можуть мати високу енергію в імпульсі. Такі завади призводять до порушення роботи систем автоматичного супроводження об'єкту по дальності, швидкості та напрямку руху.

Пасивні радіозавади виникають у наслідок розсіювання сигналів передавачів окремих радіосистем середовищами або об'єктами, електричні характеристики яких відмінні від характеристик середовища розповсюдження. Інтенсивність розсіювання визначається конфігурацією та фізичними характеристиками розсіювача. Наявність пасивних завад, які виникають як наслідок розсіювання корисного сигналу, при прийманні створює маскуючи дію або призводить до похибки радіознання типу „ложна тревога". При супутниковій навігації така завада, якщо вона розсіяна „резонансним" об'єктом, може бути прийнята як корисний сигнал.

Завадовим сигналом є всі електромагнітні випромінювання у смузі пропускання GPS та ГЛОНАСС. Тому вид завади може бути різноманітним.

Тим не менше для подальших досліджень виділяємо три основних типи завад:

- синусоїдальну;
- шумоподібну з обмеженим спектром;
- імпульсну.

Можна відмітити слідуючі основні напрямки підвищення завадостійкості супутникової апаратури для рухливих засобів:

- використання зовнішніх або внутрішніх виявлячів завад;
- застосування приймачів сигналів як GPS та і ГЛОНАСС ;
- використання алгоритмів згладжування кодових вимірювань з застосуванням вимірювань фази несучої;
- використання керованої просторової вибірковості синтезуючих антенних систем, в тому числі з «нулями» в направленні на заваду;
- використання інформації автономних та інших систем на борту рухливих засобів для звуження полоси пропускання слідкуючих трактів приймачів GNSS;

Як показав аналіз, найбільш дійовим засобом підвищення завадостійкості є застосування адаптивних антен. Адаптивні антени будуються на базі антенних решіток(АР). Основною причиною використання адаптивних антенних решіток(ААР) полягає у здатності таких систем без апріорної інформації про завадову ситуації автоматично виявити присутність джерел завад і подавляти їхні сигнали на виході, покращуючи тим самим прийом корисного сигналу. Надійність систем з ААР вище ніж надійність систем зі звичайною АР. Діаграма спрямованості звичайної АР при виході з ладу одного з її елементів може суттєво спотворитись через збільшення рівня бокових пелюсток. В ААР за рахунок автоматичної підстройки інших елементів рівень таких пелюсток буде зменшений до дозволеного. Важливим завданням дослідження є забезпечення найбільш швидкого перехідного процесу (високої швидкості адаптації) при нестаціонарних умовах прийому сигналу, особливо тоді, коли з допомогою засобів радіопротидії маніпулюють спотвореннями , сумісно працюючими передатчиками завад. Перехідний режим визначається відрізком часу, необхідним для підстройки адаптивної системи, в результаті якої досягається встановлений режим.

Встановлений режим наступає після завершення перехідного та може визначатись різними характеристиками. Наприклад, вихідним відношенням потужності сигналу до суми потужностей завади та шуму.

Існує взаємозв'язок між швидкістю зміни нестаціонарного шумового поля та характеристиками адаптивної системи у встановленому режимі. В загальному випадку, чим повільніше такі зміни, тим краще характеристики системи. Тому потрібно знаходити оптимальне компромісне рішення між швидкістю і точністю адаптації. Не дивлячись на

розвинену теорію адаптивних антенних систем, розробка конкретної системи вимагає проведення ґрунтовних досліджень із урахуванням численних факторів. При цьому може бути використаний ряд критеріїв ефективності, що породжують велику розмаїтість адаптивних алгоритмів. Воно обумовлено необхідністю наближення до оптимального рішення при дотриманні цілого ряду обмежень.

Найбільш прийнятним критерієм для синтезу адаптивною антеною системи представляється критерій мінімуму вихідної потужності перешкоди. Критерії мінімуму середньоквадратичного відхилення сигналу й максимального відношення сигнал/шум при малому рівні навігаційного сигналу можуть використатися для порівняння показників ефективності.

Вибір алгоритму керування адаптивних антенних решіток залежить від повноти апріорної інформації про сигнально-завадову обстановку.

Адаптивні алгоритми керування при обраному критерії можуть формуватися різними способами. Слід зазначити такі методи, як:

- метод безпосереднього обігу кореляційної матриці;
- градієнтні методи визначення вагових коефіцієнтів;
- рекурентні методи;

Слід окремо зазначити метод визначення вагових коефіцієнтів, що базуються на обчисленні кутів приходу завади. Передана з навігаційного супутника інформація дає можливість розрахувати напрямок приходу сигналу. Вимір напрямку приходу завад можна здійснити при просторовій обробці сигналів з виходу антенної решітки по алгоритму, синтезованому на основі критерію максимуму функції правдоподібності. Такий підхід дозволяє організувати багатопозиційну систему для визначення місця розташування постановника завад.

На ефективність адаптивною антеною системи впливають численні дестабілізуючі фактори. Аналітичні методи аналізу впливу цих факторів можливі при значних спрощеннях і носять оцінний характер. Для більше повного дослідження системи необхідно математичне моделювання.

Висновки

Проведений аналіз сигнально-завадової обстановки показав, що існує велика кількість джерел завад які можуть стати причиною зниження нормального функціонування радіонавігаційного обладнання. Це призводить до значних економічних втрат та стає загрозою безпеки життя людей. Тому питання підвищення завадостійкості супутникових радіонавігаційних систем є надзвичайно актуальним і потребує детального дослідження. Найбільш дієвим і перспективним способом є використання адаптивних антенних решіток з різними методами адаптації.

Список використаної літератури

1. Монзино Р.А., Миллер Т. У. Адаптивные антенные решетки. М.: Радио и связь. 1986. -448с.

2. Адаптивная компенсация помех в каналах связи / под ред. Ю. И. Лосева, М.: Радио и связь, 1988. -208с.

3. Конин В.В.,Харченко В.П. Системы спутниковой радионавигации / В.В. Конин, В.П. Харченко; НАУ.-К.:Холтех, 2010. – 520с.

4. Бабак В.П., Конін В.В., Харченко В.П. Супутникова радіонавігація. – К.:Техніка, 2004. -328с.

УДК: 629.783: 629.735.33

В.П. Харченко, В.М. Кондратюк, А.А. Тунік, С.І. Ільницька,
О.В. Куценко, Є.В. Вишнякова
(Національний авіаційний університет, Україна)

РОЗРОБКА ІНТЕГРОВАНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Проаналізовано структуру пілотажно-навігаційного комплексу для безпілотного літального апарату. Розглянуто переваги та недоліки використання окремо інерціальних та супутникових навігаційних систем. Запропоновано архітектуру інтегрованої навігаційної системи. Приведено основні рівняння та узагальнену функціональну схему безплатформної інерціальної навігаційної системи. Представлені результати експериментальних досліджень.

Інтенсивний розвиток мікроелектроніки та програмного забезпечення обумовлює розвиток авіаційної галузі і відкриває нові можливості для розроблення малогабаритних систем керування та навігації. Зростає також потреба в розробці високоефективних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) у зв'язку із постійним розширенням сфер їхнього застосування, як для цивільних, так і військових потреб. Важливість цього підкреслюється у Розпорядженні Кабінету Міністрів України № 1656-р від 27.12.2008 «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року», де говориться про необхідність подальшого розвитку в Україні бортового радіоелектронного обладнання, що орієнтоване на використання супутникових систем зв'язку, навігації та спостереження, надлегких та легких літальних апаратів, БПЛА. Національний авіаційний університет (НАУ) є одним із провідних авіаційних закладів світу, де проводиться не тільки підготовка висококваліфікованих фахівців, а також розробка БПЛА та пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК).

Ядром базової моделі БПЛА є ПНК, який дозволяє здійснювати автономне управління за умови значного віддалення від наземної станції керування. Архітектура ПНК для БПЛА включає три основні компоненти: навігаційну систему (НС), систему траєкторного управління (СТУ) та систему управління польотом (СУП) [1-6]. Три вищеназвані системи утворюють єдиний апаратно-програмний комплекс, що в літературі зустрічається під назвою NGC (Navigation Guidance Control) System [7]. Узагальнена блок-схема схема ПНК представлена на рис.1.

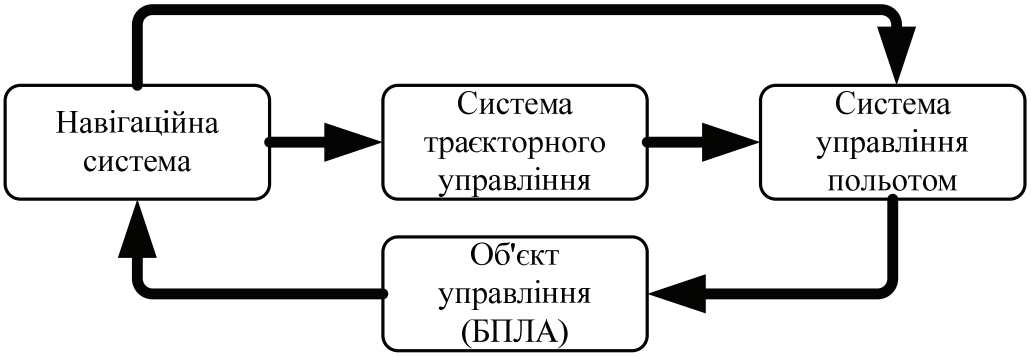


Рис. 1 – Узагальнена блок-схема ПНК для БПЛА

Розробка ПНК для БПЛА є досить об'ємною та трудомісткою задачею, виконання якої необхідно розбити на окремі етапи, на даному етапі розглянемо створення НС.

Важливе місце серед сучасних НС посідають глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС), що включають в себе глобальну систему позиціонування GPS (США), глобальну навігаційну супутникову систему ГЛОНАСС (Російська Федерація) та в перспективі GALILEO (Європейський союз) [8, 9]. Зокрема, комітет FANS міжнародної організації цивільної авіації ICAO запропонував використовувати ГНСС як основний засіб навігації. Це пояснюється певними перевагами, такими як висока точність визначення

поточного часу, просторових координат, складові вектора швидкості, необмежена пропускна здатність, глобальність робочої зони. Проте, не зважаючи на всі перелічені переваги, використання ГНСС, як самостійного засобу навігації для БПЛА, є не завжди доцільним, зокрема через такі його недоліки, як висока чутливість до природних та навмисних завад та висока вартість апаратури, що забезпечує оновлення навігаційних даних з частотою 50 Гц і вище, яка необхідна для задач управління польотом БПЛА.

Завдяки розвитку сучасних технологій доцільною стала інтеграція ГНСС з безплатформними інерціальними навігаційними системи (БІНС), заснованих на технології MEMS. Перевагами таких БІНС є малогабаритність, невисока вартість, повна автономність, завадостійкість, висока інформативність та частота оновлення даних, ефективність роботи на маневрених об'єктах, а до основних недоліків слід віднести низьку точність визначення поточних координат завдяки накопиченню похибок.

Потреба в одночасному вимірюванні одних і тих же навігаційних параметрів за допомогою приладів і систем, що працюють на різних фізичних принципах, зумовлена тим, що окремо кожна із систем не задовольняє усім вимогам, що висуваються до якості вимірювань навігаційних параметрів рухомих об'єктів. Зокрема ГНСС не задовольняють вимогам завадостійкості, а ІНС – точності. За допомогою комплексування ГНСС та ІНС поєднуються найкращі властивості цих двох систем та усуваються їх недоліки, що дозволяє підвисити точність, завадостійкість, достовірність та безперервність навігаційних визначень.

Загальна тенденція розвитку ринку НС БПЛА вимагає точного та надійного визначення навігаційних параметрів руху об'єкту, а поглиблена інтеграції між інерціальними та супутниковими НС об'єднує їх в єдиний інформаційний комплекс і здатна задовольнити поставленим вимогам.

Сумісними зусиллями науково-навчального центру «Аерокосмічний центр» та кафедри систем управління літальними апаратами в НАУ ведуться роботи по створенню ПНК для БПЛА. На основі проведеного аналізу кращих світових зразків інтегрованих НС та систем автоматичного управління БПЛА розроблено структуру ПНК.

В НС відбувається зчитування первинних вимірювань з датчиків та відповідні навігаційні розрахунки. Роботу інтегрованої НС можна поділити на дві основні складові: автономне функціонування БІНС та періодична корекція БІНС за сигналами інших датчиків (ГНСС, магнітометр, висотомір тощо).

Рівняння роботи ідеальної БІНС складаються з двох груп. Першу утворюють динамічні рівняння, що є рівняннями Ньютона руху матеріальної точки – центру мас чутливого елементу акселерометра в рухомих осях, що жорстко прикріплені до об'єкту. Другу групу утворюють кінематичні рівняння Пуассона обертання твердого тіла, що описують рух рухомих осей (самого об'єкту) відносно інерційного простору. При цьому БІНС реалізує трьохкомпонентну схему ІНС [10].

Орієнтація твердого тіла відносно нерухомої системи координат *Oxyz* описується матрицею направляючих косинусів A, тобто, якщо m – деякий вектор в нерухомій системі координат, а складові вектора k є проекціями цього вектору на осі рухомої СК ($\mathrm{Ox'y'z'}$, наприклад), то

$$\mathrm{k} = \mathrm{Am}. \qquad (2)$$

Через параметри Родрига-Гамільтона $\lambda_0,\lambda_1,\lambda_2,\lambda_3$ дана матриця виражається наступним чином[10-12]:

$$\mathrm{A}(\lambda)=\begin{bmatrix} \lambda_0^2+\lambda_1^2-\lambda_2^2-\lambda_3^2 & 2(\lambda_1\lambda_2+\lambda_0\lambda_3) & 2(\lambda_1\lambda_3-\lambda_0\lambda_2) \\ 2(\lambda_1\lambda_2-\lambda_1\lambda_3) & \lambda_0^2-\lambda_1^2+\lambda_2^2-\lambda_3^2 & 2(\lambda_2\lambda_3+\lambda_0\lambda_1) \\ 2(\lambda_1\lambda_3+\lambda_0\lambda_2) & 2(\lambda_2\lambda_3-\lambda_0\lambda_1) & \lambda_0^2-\lambda_1^2-\lambda_2^2+\lambda_3^2 \end{bmatrix}. \qquad (3)$$

Мають місце і зворотні співвідношення. Якщо $\mathrm{A}=\left[\mathrm{a_{ij}}\right]$, $\mathrm{ij}=\overline{1,3}$ і $1+\mathrm{a}_{11}+\mathrm{a}_{22}+\mathrm{a}_{33}>0$, то [10-12]:

$$\lambda_0 = \frac{1}{2}\sqrt{1+a_{11}+a_{22}+a_{33}}; \quad \lambda_1 = \frac{a_{23}-a_{32}}{2\sqrt{1+a_{11}+a_{22}+a_{33}}};$$

$$\lambda_2 = \frac{a_{31}-a_{13}}{2\sqrt{1+a_{11}+a_{22}+a_{33}}}; \quad \lambda_3 = \frac{a_{12}-a_{21}}{2\sqrt{1+a_{11}+a_{22}+a_{33}}}. \tag{4}$$

Проекції вектора кутової швидкості тіла на осі, що пов'язані з тілом, виражені через кути Ейлера, мають наступний вигляд [19, 20]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= p = \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta, \\ \omega_y &= q = \dot{\psi}\cos\theta\sin\phi + \dot{\theta}\cos\phi, \\ \omega_z &= r = \dot{\psi}\cos\theta\cos\phi - \dot{\theta}\sin\phi. \end{aligned} \tag{5}$$

За зміни проекцій вектору кутової швидкості твердого тіла $\omega = [\omega_1\ \omega_2\ \omega_3]^T$ на осі, що пов'язані з тілом і відомому положенні твердого тіла в початковий момент вектор параметрів Родрига-Гамільтона $\lambda = [\lambda_0\ \lambda_1\ \lambda_2\ \lambda_3]^T$ визначається в результаті інтегрування кінематичних рівнянь:

$$\dot{\lambda} = 1/2\Omega\lambda; \tag{6}$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\|\lambda\|^2 = \lambda^T\lambda = 1,$$

де $\|\cdot\|$ - спектральна матрична норма, верхній індекс T – транспонування.

Рівняння, що описує зміну координат об'єкта і описує теорему про складання прискорень при складному русі точки (теорема Коріоліса) [11, 12]:

$$\frac{dv}{dt} = w - 2\Omega_z \times v - \Omega_z \times \Omega_z \times R, \tag{8}$$

де w – абсолютне прискорення, v – відносна швидкість об'єкту, Ω_z – кутова швидкість обертання Землі, R – радіус-вектор точки в геоцентричній системі координат. Вимірювання акселерометрів (w_a) визначаються наступним співвідношенням:

$$w_a = w + g, \tag{9}$$

де g – прискорення вільного падіння.

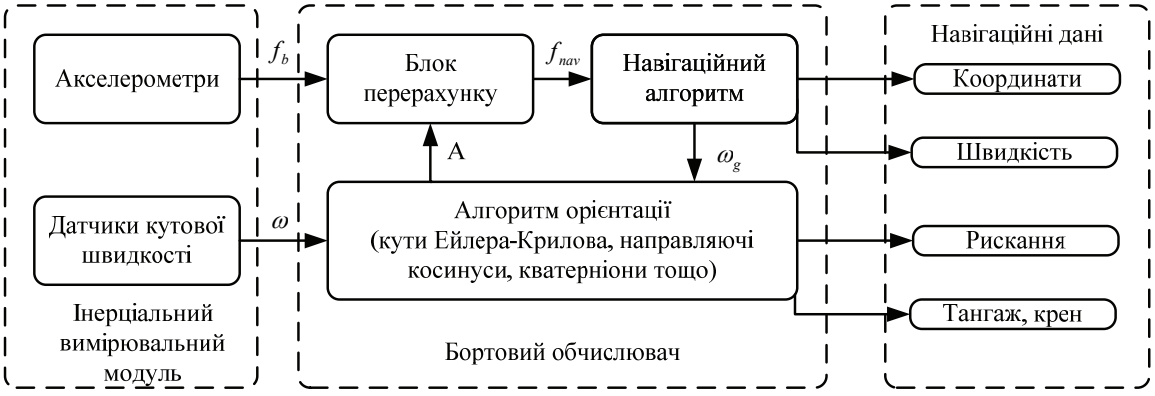


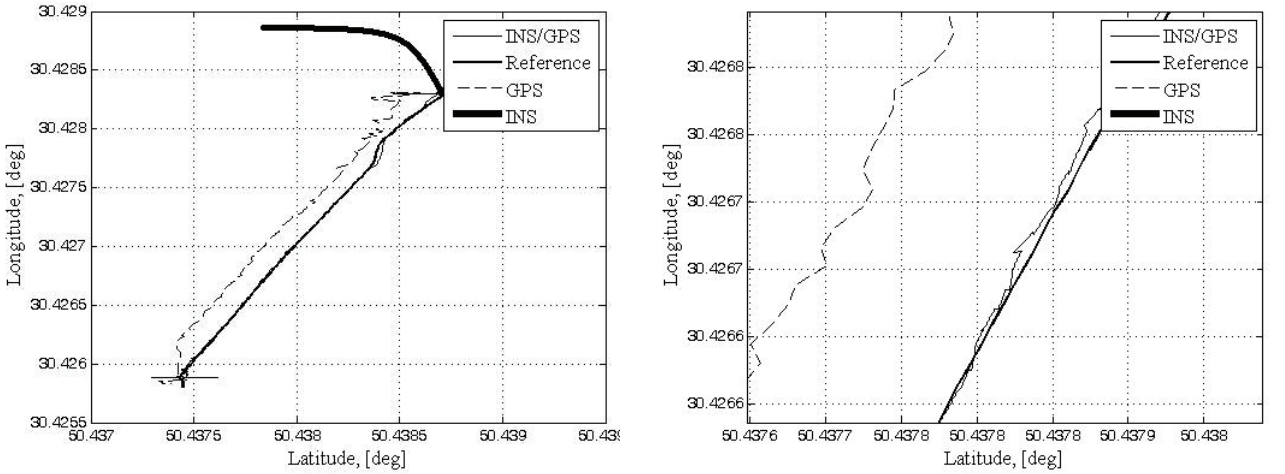
Рис. 2 Узагальнена функціональна схема БІНС

Узагальнена функціональна схема БІНС представлена на рис. 2 [13]. Приведені вище співвідношення та функціональна схема описують роботу БІНС, що включає три ДКШ та

три акселерометри. Використовуючи вимірювання ДКШ шляхом інтегрування (6) знаходиться матриця направляючих косинусів. Потім з її допомогою вимірювання бортових акселерометрів перепроектовуються в навігаційну систему координат, і шляхом інтегрування (8) отримуються відносна швидкість та координати об'єкту. Таким чином отримуємо автономне навігаційне рішення в БІНС. В моменти часу, коли доступні сигнали від ГНСС та інших датчиків, проходить коригування БІНС з використанням алгоритмів оптимальної стохастичної фільтрації (фільтрації за Калманом).

Запропонована НС дозволяє визначати швидкість та положення в заданій системі координат (в нашому випадку в NED) та параметри орієнтації (кути Ейлера, кватерніони, матриці направляючих косинусів) з високою частотою оновлення даних (до 100 Гц). Також окремо доступні дані про швидкість та положення в системі координат ECEF та/або дані про широту, довготу і висоту над еліпсоїдом від GPS приймача з частотою 1…5 Гц, і первинні вимірювання з усього набору датчиків.

Для перевірки апаратно-програмних засобів інтегрованої НС було проведено експеримент з використанням інерціального вимірювального блоку типу MEMS та одночастотного GPS приймача. Під час експерименту записувались наступні параметри: кутові швидкості та лінійні прискорення в системі координат, зв'язаній з тілом, з інерціального блоку, швидкість та положення в СК ECEF з GPS приймача, а також ряд первинних вимірювань з GPS приймача для побудови в пост обробці еталонної траєкторії.



а) б)

Рис. 3 Фрагмент експериментальної траєкторії: а) натуральний вигляд, б) з масштабуванням

В результаті експерименту отримано траєкторію, фрагмент якої представлено на рис. 3. Зазначимо, що траєкторії отримані в пост обробці. На рис. 3 бачимо, що самостійно ІНС дуже швидко втрачає точність і її рішення стає практично непридатним, точність GPS хоч і не деградує з часом, проте спостерігаються постійні похибки. Відмітимо, що рішення від інтегрованої ІСНС практично співпадає з еталонною траєкторією, що свідчить про адекватність алгоритмів та відповідного програмного забезпечення обробки даних.

Висновки

В даній роботі представлено етап розробки інтегрованої НС. На основі аналізу кращих світових зразків запропоновано структуру інтегрованої НС та визначено основні алгоритми отримання навігаційного рішення. Результати експерименту підтверджують адекватність роботи системи завдяки застосованим алгоритмам сумісної обробки ІНС та GPS.

УДК 629.73

А.Т. Кривов'яз
(Державне підприємство «Оризон-Навігація», Україна)

СТВОРЕННЯ І ВИРОБНИЦТВО СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ АПАРАТУРИ ДП «ОРИЗОН-НАВІГАЦІЯ»

Фахівці державного підприємства «Оризон-Навигация» мають більш ніж тридцятирічний практичний досвід в області розробки, виробництва і застосування апаратури споживачів супутникових навігаційних систем (АС СНС) Транзит, Цикада, Цикада-М, ГЛОНАСС і GPS. На підприємстві розроблено і налагоджено виробництво моделей АС СНС різного призначення. На сьогоднішній день накопичений досвід використання АС СНС в різних умовах експлуатації. Серед споживачів апаратури державні установи, організації і підприємства різної форми власності, у тому числі і закордонні. Апаратура експлуатується як автономно, так і в складі різних комплексів і приладів для цілей навігації, геодезичної зйомки, синхронізації апаратури зв'язку, диспетчеризації на транспорті, при проведенні спеціальних робіт.

Виробництво апаратури здійснюється під контролем представництва замовника. Все обладнання, що випускається серійно, сертифіковане.

При розробці апаратури підприємство забезпечує виконання вимог міжнародних організацій, у першу чергу ІМО і ІКАО, що регламентують використання єдиної глобальної радіонавігаційної системи на основі систем GPS, ГЛОНАСС і різних диференційних доповнень, оскільки поодинці жодна з зазначених систем не забезпечує вимог з безпеки руху.

За останні роки підприємство зробило значний крок у створенні нових зразків обладнання.

Нові прийомні модулі серії СН-4000 якісно відрізняються від своїх попередників – кількість каналів прийому становить 24 або 32, існує можливість прийому існуючих систем GPS/ГЛОНАСС/SBAS та перспективних GALILEO (ЄС) та COMPASS (Китай), значно зменшені розміри, споживча потужність та вартість приймачів.

Нові модулі забезпечують прийом сигналів C/A и CT на частоті L1 з можливістю проведення вимірів по фазі коду і фазі несучої, а в деяких модифікаціях приладів реалізований прийом сигналів GPS на частоті L2C.

Точність визначення координат:

- по СНС GPS/ГЛОНАСС - 9 м (типове значення – 5 м);
- по СНС GPS/ГЛОНАСС із використанням сигналів SBAS (EGNOS/WAAS/MSAS, штатно розгорнутих) - 3 м;
- по СНС GPS/ГЛОНАСС із використанням локальних диференціальних систем (у режимі DGNSS) - 2 м.

Нові приймачі мають також підвищену точність видачі мітки часу та збільшену частоту видачі навігаційних параметрів.

Особлива увага на підприємстві «Оризон-Навигация» приділяється розробці апаратури споживачів. При цьому задача не зводиться до розміщення базових модулів у придатний корпус і забезпечення індикації параметрів. Сучасна апаратура споживачів найчастіше є складною системою, що інтегрована в об'єкт і об'єднує в собі найрізноманітніші функції.

Авіаційна апаратура споживачів є однією з найбільш складних. Комплекти бортової авіаційної апаратури є системами, що поєднують у собі функції визначення місця розташування, планування навігації, керування польотом літака в ручному і автоматичному режимах. Блоки апаратури сполучаються з літаковими системами, бортовим обладнанням і пілотажно-навігаційними приладами.

Апаратура СН-4312 призначена для керування повітряним судном у складі комплексу БРЕО літаків і вертольотів на всіх етапах польоту, включаючи неточні заходи на посадку.

СН-4312 – це авіаційний 24-канальний GNSS приймач супутникової навігації, що

працює за сигналами GPS/ГЛОНАСС/SBAS, що відповідає всім вимогам КТ-34-01 и ТСО-С129А до приймачів GNSS класу А1, В1, С1, а також що виконує де-яки функції FMS.

На цей час апаратура СН-4312 встановлена та експлуатується на літаках Ил-76Т, Ту-154М, Ан-74ТК-300Д, Ан-74Т-200АЕ, Ан-74Д, Ан-124-100М.

У найближчий час планується встановлення на літаки Ан-24, Л-410 УВП-Э-С, Ту-134А, Ту-134В, Ил-76 МД, Ил-22ПП, Ан-12, Ан-2 і вертольоти Ми-26Т, Ми-8.

БПСН-2 - 24 канальний ГЛОНАСС/GPS/SBAS навігаційний приймач класу С1 згідно КТ-34-01, призначений для використання в інтегрованих комплексах бортового обладнання літаків і вертольотів цивільної авіації.

БПСН-2 використовується в якості інформаційної системи – датчика навігаційних параметрів - для рішення задач навігації на маршруті, в районі аеродрому, неточних заходах на посадку і при заходах на посадку по категоріям 1, APV-1, APV-2.

Приймач автоматично і безперервно, в реальному масштабі часу визначає і видає в бортові системи координати місцезнаходження об’єкту, висоту, три складових вектору відносної швидкості польоту, поточний час UTC и т.д.

Режими роботи БПСН-2:

- наземний розширений контроль;
- навігація з використанням інформації від бортового обладнання;
- диференційний режим;
- автономна робота за сигналами СНС ГЛОНАСС/GPS/SBAS.

На цей час апаратура СН-4312 встановлена та експлуатується на літаках Ан-158, Ан-124-100М, планується для встановлення на Ан-70.

Апаратура літаководіння багатофункціональна СН-4311 призначена для

рішення задач навігації і керування процесом літаководіння згідно з вимогами RNP 1, RNP5 и RNP12, RNP20 на всіх етапах польоту від вильоту до заходу на посадку, по повітряним трасам і будь-яким маршрутам, на обладнаних і необладнаних трасах, в будь-який час доби і року.

СН-4311 забезпечує централізоване керування системами пілотажно навігаційного обладнання, системами радіотехнічного обладнання навігації, посадки і керування повітряним рухом, бортовою системою технічного обслуговування і системами радіозв’язного обладнання в автоматичному і ручному режимах.

СН-4311 виконує такі основні задачі:

- навігація;
- планування польотів;
- прогнозування траєкторії;
- керування обладнанням літака.

На цей час виготовлені дослідні зразки, апаратура СН-4311 знаходиться на етапі відпрацювання програмного забезпечення.

Апаратура СН-3307 розроблена для використання в складі пілотажно-навігаційного обладнання літаків СУ-17, СУ-25, СУ-27, МіГ-25 усіх модифікацій.

СН-3307 призначена для спільної роботи в комплексі БРЕО літаків типу Су и МіГ з метою забезпечення навігації в автономному і автоматичному режимі.

На цей час апаратура встановлена та експлуатується на модифікаціях літаків Су-17, Су-25, Міг-29, планується встановлення апаратури на літаки Су-27 і МіГ-23.

Підприємство виконує дослідно-конструкторські роботи з метою створення нових бортових навігаційно-інформаційних комплексів СН-4307 і СН-4308, які призначені для:

- визначення навігаційних параметрів за сигналами СНС ГЛОНАСС, GPS, SBAS і GALILEO з урахуванням комплексної обробки інформації від бортового обладнання літального апарату (ЛА);
- відображення графічної, літерно-цифрової та телевізійної інформації;
- керування режимами роботи бортових систем.

До складу навігаційно-інформаційних комплексів СН-4307 і СН-4308 входить багато - функціональний індикатор, блок приймально-обчислювальний, блок комутації та сполучення, антена та підсилювач.

Крім авіаційних, на підприємстві розроблено багато модифікацій супутникової

навігаційної апаратури для різноманітних застосувань.

Важним напрямком діяльності підприємства є розробка і виробництво апаратури для наземних застосувань.

СН-3003М - навігаційний прилад для індивідуального використання створений з метою модернізації апаратури СН-3003.

Основою СН-3003М є 24 канальний ГЛОНАСС/GPS/SBAS навігаційний приймач, який забезпечує індикацію поточних координат в системі координат 1942 року, 1995 року, на загальноземному еліпсоїді 1990 року, WGS-84, MGRS та UTM, лінійних координат в картографічній проекції Гауса та в системі споживача.

На цей час апаратура виготовляється для потреб вітчизняних Збройних Сил та для поставок іноземовнику. Подальші роботи з СН-3003М проходять в напрямку впровадження в апаратуру цифрової картографії.

Навігаційний комплекс топогеодезичного та часового забезпечення СН-3210 виконує визначення оперативних навігаційних параметрів об’єктів, відображення їх на цифровій карті місцевості, планування маневру та дистанційний контроль за маневром об’єктів, збереження та комплексну обробку навігаційної та картографічної інформації.

Апаратура відображення і контролю (АВК) у складі НАК СН-3210 має екран з можливістю розрізнення не менше 640*480 точок і забезпечує роботу з векторними цифровими картами (у форматі F20S та в інших форматах). Виготовляються модифікації АВК, які працюють з растровими цифровими картами.

Навігаційний датчик СН-3700-03 - багатоцільова апаратура споживачів СНС, що встановлюється в інтегрованих навігаційних системах. Видає дані по стандартному інтерфейсу в інтегровані навігаційні системи. Датчик GNSS призначений для рухомих наземних і авіаційних об’єктів (для жорстких умов експлуатації). Виготовляється серійно на підприємстві з 90-х років.

Підприємство виконує дослідно-конструкторські роботи з метою створення нових модифікацій апаратури для наземних використань.

Основними напрямками розробок є таки:

- створення багато-системних, багато-частотних приймачів для підвищення надійності і якості навігаційних визначень;
- покращення завадозахищенності приладів спеціального призначення;
- впровадження систем електронної картографії;
- створення інтегрованих інерційно-супутникових систем;
- створення апаратури для визначення кутової орієнтації об'єктів.

Геодезична апаратура СН-4601 призначена для визначення координат пунктів і об'єктів місцевості з високою точністю - із середньоквадратичною похибкою визначення 5 мм + 1 мм/км. Геодезично-навігаційний комплекс СН-4601 – це двохчастотна апаратура споживачів ГНСС GPS/ГЛОНАСС/ SBAS і програмне забезпечення для отримання, накопичення, проведення післясеансної обробки результатів вимірювань і видачі інформації та обробки картографічної інформації.

Кількість каналів СН-4601 складає:

- 24 каналів прийому сигналів L1 GPS (C/A – код), L1 ГЛОНАСС (СТ – код) та широкозонних диференційних систем (SBAS),
- 8 каналів прийому сигналів L2 GPS.

СН-4601 забезпечує відображення на індикаторі та видачу по інтерфейсу RS-232 зовнішнім споживачам поточних координат в системах координат WGS-84, UTM, MGRS, ПЗ-90, СК-95, СК-42, УСК-2000, ITRF2000, у проекції Гауса, у системі координат користувача.

Спеціальне програмне забезпечення СН-4601 виконує планування сеансів накопичування інформації, перетворення файлів накопичених «сирих» вимірювань у файли формату RINEX, проведення післясеансної обробки даних з документуванням результатів вимірювань.

Для потреб морської навігації виготовляється апаратура СН-3101-02 з вбудованим приймачем корегуючої інформації морської диференційної підсистеми. СН-3101-02 призначена для роботы за радіосигналами СНС ГЛОНАСС и GPS в абсолютному режимі, а

також в диференційному режимі, при находженні в зоні дії контрольно-корегуючих станцій (ККС).

Апаратура СН-3101 виготовляється серійно на підприємстві з 90-х років, тому потребує оновлення і модернізації.

Потенціал підприємства дозволяє в стислі терміни створити новий бортовий навігаційно-інформаційний, кутовимірювальний, картографічний комплекс для морських застосувань. Пропозиції підприємства надані фахівцям відповідних установ, але на цей час рішення щодо початку робіт не прийнято.

Для використання в системах зв'язку, керування та синхронізації виготовляється апаратура часової і частотної синхронізації СН-3833, СН-3841, СН-3841М, яка призначена для вироблення і видачі споживачам інформації про час і дату, а також для забезпечення споживачів сигналом 1PPS (імпульс з частотою повторення 1 Гц, синхронізований з UTC (всесвітній координований час)) і стабільною частотою.

Фахівці підприємства «Оризон-Навігація» беруть участь у створенні нових зразків обладнання, що виконується партнерами підприємства – ТОВ «Навіс-Україна» (м. Сміла, Черкаська обл.) і ЗАТ «КБ НАВИС» (м. Москва, Росія).

Прикладами такого співробітництва є імітатори СН-3810, комплекси ДГНСС СН-3500МКА, приймачі СН-4706 і NV08C.

Апаратура імітації сигналів СН-3810 дозволяє імітувати роботу повного сузір'я КА ГЛОНАСС, GPS і GALILEO. Ця апаратура використовується в процесі розробки і виробництва апаратури для перевірки і випробувань навігаційної апаратури різного призначення на відповідність заданим технічним вимогам на етапах розробки, виробництва, сертифікації, експлуатації, при проведенні регулювальних і ремонтних робіт, в тому числі у складі інтегрованих навігаційно – керуючих систем.

36-канальний імітатор СН-3810 забезпечує формування радіочастотного сигналу, який еквівалентний повному поєднаному навігаційному полю СНС ГЛОНАСС, GPS, SBAS, GALILEO та моделювання руху носія апаратури в цьому полі.

Новий комплекс ДГНСС СН-3500МКА призначений для вироблення диференційних поправок до сигналів всіх космічних апаратів ГНСС ГЛОНАСС и GPS, які знаходяться в зоні його радіобачення, контролю якості функціонування ГНСС, формування корегуючої інформації і передачі повідомлень в радіомаяк і/або в інший канал зв'язку.

В якості обладнання споживачів можливо використання любих приймачів ГЛОНАСС/GPS, а також тільки GPS, що забезпечують прийом диференційних поправок згідно стандарту RTCM SC-104 версії 2.2.

Комплекс СН-3500МКА адаптований до особливостей навігаційного забезпечення і умовам розтушування обладнання, конкретного місця встановлення і регіону. Залежно від вихідних даних складаються варіанти специфікації обладнання і заходи з технічної підготовки місць його встановлення.

СН-4706 - мініатюрний 24-х канальний навігаційний приймач сигналів СНС ГЛОНАСС/GPS/SBAS в діапазоні L1, призначений для інтегрування в різни системи в якості навігаційного датчика. Приймач СН-4706 розроблений з врахуванням вимог масового виробництва як елемент для поверхневого монтажу (SMT-монтаж).

СН-4706 має чутливість –165 дБВт, споживчу потужність 0,9 Вт (в

режимі стеження - 0,6 Вт), габаритні розміри 35х35х6мм, вагу – не більше 20г.

NV08C - мініатюрний 32-х канальний навігаційний приймач сигналів СНС ГЛОНАСС/GPS/GALILEO/COMPASS/SBAS в діапазоні L1, призначений для інтегрування в системи, які критичні до вартості і споживчої потужності (в системах моніторингу автотранспорту, в персональних навігаторах, в системах спостереження і безпеки, в системах сотового зв'язку).

Приймач NV08C розроблений під SMT-монтаж, має чутливість –173 дБВт (в режимі стеження - 190 дБВт), споживчу потужність в режимі стеження – 180 мВт, габаритні розміри 20х26х2,5 мм.

Підприємство запрошує до співробітництва всі підприємства й організації, що зацікавлені у впровадженні технологій супутникової навігації з метою підвищення технічного рівня об'єктів, що експлуатуються, і робіт, що виконуються.

УДК 629.13

В.И. Финаев, д.т.н., М.Д. Скубилин, к.т.н.,
(Таганрогский Технологический Институт ЮФУ, Россия)
Р.Н. Набиев, д.т.н., Э.Т. Газарханов, к.т.н.,
(Национальная Академия Авиации, Азербайджан)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Обосновывается целесообразность моделирования возмущенного движения летательного аппарата и средства принятия решений по результатам моделирования. Летательный аппарат, моделирование возмущенного движения, принятие решений.

Основным результатом оценки динамических и точностных характеристик системы автоматического управления (СУ) транспортным средством (ТС), например самолетом (ЛА), являются натурные эксперименты (испытания). Однако, в целях предварительной оценки, должны быть привлечены результаты математического и стендового моделирования. Использование результатов моделирования контура «СУ-ТС» является обоснованным, если продемонстрирована их сходимость с результатами натурного эксперимента. При оценке адекватности математической модели ЛА выделяют, по крайней мере, два аспекта, - детерминированный и статистический.

Первый из них предполагает оценку сходимости результатов моделирования и испытаний по критерию динамического подобия, которое устанавливается путем сравнения динамических характеристик ЛА, полученных в результате расчета и эксперимента в условиях детерминированных возмущений повышенной интенсивности.

Уравнения движения ЛА с СУ составляются по результатам аэродинамических продувок, контролируемых аппаратными средствами с резервированием их функциональных возможностей. При этом проверке подвергается математическая модель, которая затем используется в процессе статистического моделирования для уточнения характеристик СУ.

При этом полный диапазон возможных изменений контролируемых параметров движения ЛА делится на две области: больших, $\Delta h > \pm(4 \div 5)\sigma$, и, малых $\Delta h < \pm(2 \div 3)\sigma$ ошибок управления.

Действие на ЛА возмущения, чаще всего, является нормальным случайным процессом; динамическая система «ЛА-СУ» в малом диапазоне изменения её переменных квазилинейна и обладает свойством нормализовать проходящие через неё сигналы, что позволяет в диапазоне $\Delta h < \pm(2 \div 3)\sigma$ распределение ошибок управления считать нормальным. Статистическое моделирование проводится с учетом имеющих место в натурных экспериментах случайных факторов (веса, центровки, ветра и т. д.), как в части диапазона их изменения, так и частоты варьирования различных уровней. Натурные (лётные) испытания статистически независимы и охватывают ожидаемые условия будущей эксплуатации ЛА.

Предполагается, что математическая модель и реальный ЛА статистически подобны, если расчетные и опытные выборки извлечены из одной и той же генеральной нормально распределенной совокупности.

Традиционные критерии статистического подобия двух выборок, извлеченных из нормально распределенной генеральной совокупности, основаны на сравнении дисперсии и математического ожидания.

Дисперсии признаются равными, если выполняется правило (критерий Фишера)

$$S_1^2/S_2^2 \le \mathrm{F}_{(1-a)}(n_1-1,\, n_2-1), \qquad (1)$$

где выборочные оценки дисперсии параметров соответственно определимы из

$$S_1^2=(n_1-1)^{-1} \sum_{i=1}^{n1} (x_i-\bar{x}_1)^2;$$

$$S_2^2=(n_2-1)^{-1}\sum_{i=1}^{n1}(x_i-\bar{x}_2)^2;$$

здесь: x_i – значение исследуемого параметра в i-м эксперименте (расчетное или экспериментально полученное);

$$\bar{x}_1=n_1^{-1}\sum_{i=1}^{n1}x_i;\ \bar{x}_2=n_2^{-1}\sum_{i=1}^{n1}x_i;$$

n_1, n_2 – объемы выборок; $F_{(1-a)}(n_1-1,\ n_2-1)$ – квантиль распределения Фишера с $(n_1-1,\ n_2-1)$ степенями свободы уровня $(1-\alpha)$; α – уровень значимости.

Для сравнения математических ожиданий используется одно из следующих решающих правил:

$$|\bar{x}_1-\bar{x}_2|/[(n_1+n_2)/n_1n_2]^{-1/S}\le t_{(1-a/2)}(n_1+n2-2), \tag{2}$$

где

$$S=S_1^2(n_1-1)+S_2^2(n_2-1)/(n_1+n_2-2);$$

$T_{(1-a/2)}(n_1+n2-2)$ – квантиль распределения Стьюдента с числом степеней свободы уровня $(1-a/2)=(n_1+n_2-2)$: при принятии гипотезы неравенства дисперсии

$$|\bar{x}_1-\bar{x}_2|/(S_1^2n_1+S_2^2n_2)^{-1/2}\le t_{(1-a/2)}(V), \tag{3}$$

где число степеней свободы V определяется в соответствии с правилом Сэттервейта

$$V=(S_1^2/n_1+S_2^2n_2)^2/[(S_1^2n_1)^2/(n_1-1)+(S_2^2n_1)^2/(n_2-1)] \tag{4}$$

и в зависимости от конкретных значений S_1^2 и S_2^2 меняется в диапазоне

$$min\{n_1,\ n_2\}\le=(n_1+n_2-2).$$

Применение решающих правил (1) и (2) в случае статистической неоднородности сравниваемых выборок позволяет выявить источник неоднородности – систематические и/или случайные ошибки.

Однако, выше описанные критерии имеют два существенных недостатка:

- для принятия решения необходимо наличие серии натурных экспериментов, и в случае проведения доработок требуется повторение всего объёма натурных экспериментов;
- раздельное сравнение дисперсии и математических ожиданий приводит к снижению достоверности принимаемых решений, т. к.

$$(1-a)=(1-a_1)(1-a_2),$$

где a_1 и a_2 – уровни значимости при проверке равенства дисперсии и равенства математических ожиданий.

Ниже приводимые критерии проверки однородности результатов моделирования натурных экспериментов, лишены указанных недостатков. Решение о статистической однородности результатов моделирования и натурных экспериментов может быть принято после проведения каждого натурного эксперимента с использованием следующего критерия отбраковки аномальных значений параметров:

$$|x-\bar{x}|/[(n+1)/n]^{-1/S}<t_{(1-a/2)}(n-1),$$

где оценки $\bar{x}$, S^2 определены по результатам моделирования.

Проблема множественного сравнения может быть решена переходом на сравнение толерантных интервалов. Следует отметить, что при построении толерантного интервала по результатам выборки $(x_1\div x_n)$ объёма n из генеральной совокупности, имеющей нормальное распределение $N(m,\ \sigma^2)$, определяют его границы, являющиеся реализациями функций выборок $X_н$, $X_в$, относительно которых справедливо утверждение: внутри толерантного интервала с доверительной вероятностью γ заключается не менее чем доля R всей совокупности, т. е.

$$P\{X_н \le x \le X_в\} \ge R = \gamma$$

или

$$P\{\int_{x_н}^{x_в} f(x)dx_н \le x \le X_в\} \ge R = \gamma$$

где $f(x)$ – плотность распределения вероятности параметра x. Оценка толерантного множителя z, значения которого табулированы для различных значений n, R и γ, причем, $z \approx (x - \bar{x})S$ – нормально распределено с математическим ожиданием

$$M|z| = U_г$$

и дисперсией

$$D|z| = 1/n + z^2/2(n-1),$$

где $U_г$ – квантиль стандартного нормального распределения.

Таким образом, задача сравнения статистической однородности двух выборок сводится к сравнению двух математических ожиданий при неравных дисперсиях.

Соответствующее решающее правило имеет вид

$$|z_1 - z_2|(D_1 + D_2)^{-0,5} \le U_{(1-a/2)}. \quad (5)$$

Достоверность принимаемых решений характеризуется вероятностями ошибок первого α и второго β рода (вероятностями ошибочных приемки и отбраковки, соответственно). Для определения значения β необходимо задать альтернативные гипотезы.

При проверке равенства дисперсий альтернативную гипотезу удобно представлять в виде

$$\sigma_1 = k\sigma_2.$$

Тогда зависимость между α, β, k и n определяется из граничных соотношений

$$S_1^2/S_2 = F_{(1-\alpha)}(n_1 - 1, n_2 - 1);$$

$$S_1^2/kS_2^2 = F_\beta(n_1 - 1, n_2 - 1);$$

откуда «расстояние» между нулевой и альтернативной гипотезами определимо из

$$k = F_{(1-\alpha)}(n_1 - 1, n_2 - 1)/F_\beta(n_1 - 1, n_2 - 1)$$

Таким образом, при принятии гипотезы равенства дисперсий с вероятностью β эти дисперсии могут различаться в k раз.

При проверке равенства математических ожиданий альтернативную гипотезу удобно задавать в виде

$$m_1 = m_2 + \Delta.$$

Тогда при альтернативной гипотезе статистика

$$|\bar{x}_1 - \bar{x}_2|/[(xn_1 + n_2)/n_1 n_2]^{-1/S}$$

с параметром нецентральности

$$(\Delta/\sigma)[(n_1 + n_2)/n_1 n_2]^{1/2}.$$

Нецентральное распределение уже при $n \ge 5$ удовлетворительно аппроксимируется нормальным распределением, т. е.

$$P\{|\bar{x}_1 - \bar{x}_2|/[(n_1 + n_2)/n_1 n_2]^{-1/S} > t_{(1-a/2)}(n_1 + n_2 - 2), (\Delta/\sigma)[(n_1 + n_2)/n_1 n_2]^{1/2}\} =$$

$$= 1 - \Phi\{t_{(1-a/2)}(\Delta/\sigma)[(n_1 + n_2)/n_1 n_2]^{1/2}[1 + 0,5t_{(1-a/2)}^2/(n_1 + n_2 - 2)]^{-1/2}\} = 1 - \beta,$$

где Φ – интегральная функция стандартного нормального распределения. Следовательно

$$U_\beta = t_{(1-a/2)}(\Delta/\sigma)[(n_1+n_2)/n_1 n_2]^{1/2}[1+0{,}5t_{(1-a/2)}{}^2/(n_1+n_2-2)]^{-1/2}/$$

При использовании решающего правила (4) альтернативная гипотеза задается в виде

$$U_{R1} = U_{R2} + \Delta U_R.$$

Тогда зависимость между a, β, n и ΔU_{R1} определяется из граничных условий

$$|z_1 - z_2|(D_1+D_2)^{-1/2} = U_{(1-a/2)} \text{ и } |z_1 - z_2 + \Delta U_R|(D_1+D_2)^{-1/2},$$

и, следовательно

$$\Delta U_R|(D_1+D_2)^{-1/2} = U_{(1-a/2)} - U_\beta.$$

Т. о., выше описанный метод сравнения толерантных множителей для проверки адекватности математической модели возмущенного движения ЛА имеет существенное преимущество перед традиционными методами. При принятии гипотезы статистической однородности результатов моделирования и натурного эксперимента требования к точностным характеристикам параметров считаются подтвержденными.

Список литературы

1. *Джонсон Н., Лион Ф.* Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. Методы обработки данных. – Москва: Мир, 1980. – 260 с.

2. *Мазур В.Н,* Методы оценки адекватности математической модели возмущенного движения. //Управление и информатика в авиакосмических системах. – Москва: Новые технологии, 2008. – С. 7÷10.

3. *Скубилин М.Д., Стефаненко В.К., Пелипец В.И.* Вопросы технической кибернетики. – Минск: БГУИР, 2010. – 234 с.

4. *Финаев В.И., Письменов А.В., Скубилин М.Д.* Электронные технологии и системы управления. – Таганрог: ТТИ ЮФУ, 2009. – 529 с.

5. *Скубилин М.Д., Спиридонов О.Б., Письменов А.В., Медведев В.П., Кобзев В.А., Довгаль В.Г.* Эргатические системы: контроль и управление. – Таганрог: ТАК, 2010. – 212с.

А.А. Водяных, начальник отдела научно-технического обеспечения,
(ГП «Оризон-Навигация», Украина)

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И ОБОРУДОВАНИЯ ГП «ОРИЗОН-НАВИГАЦИЯ»

Условия применения и развития ГНСС требует непрерывного совершенствования навигационной аппаратуры потребителей СНС.

Повышение требований к НАП СНС идёт по трём основным направлениям:

а) развитие существующих и создание новых видов НАП СНС;

б) повышение требований к точности определения навигационных параметров;

в) повышение требований к помехозащищенности НАП СНС.

Рассмотрим методы повышения помехозащищенности навигационной аппаратуры.

1. Мультисистемность и многочастотность – применение НАП (РПУ), обладающей возможностью приема и обработки сигналов от различных СНС (GPS, ГЛОНАСС, GALILEO, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) в нескольких рабочих диапазонах. Это тот путь который зарекомендовал себя, как наиболее эффективный. Следует отметить, что принципы мультисистемности и многочастотности, в своё время были приняты как основополагающие в концепции проектирования навигационной аппаратуры ГП «Оризон-Навигация».

2. Пространственная селекция сигналов и подавление сигнала помех:

а) цифровая антенная решётка (ЦАР) с «максимумами» в направлениях на навигационные космические аппараты;

б) цифровая антенная решётка с «нулями» в направлениях на источники помех;

в) компенсация помех с помощью одной или нескольких вспомогательных антенн.

3. Предкорреляционная обработка смеси сигналов и помех:

а) обработка спектра смеси сигналов и помех с целью подавления сосредоточенных спектральных составляющих на основе прямого и обратного дискретного преобразования Фурье;

б) обработка спектра смеси сигналов и помех с целью подавления сосредоточенных спектральных составляющих методом компенсации;

в) обработка смеси сигналов и помех во временной области.

4. Алгоритмическая посткорреляционная обработка сигнала:

а) некогерентный приём сигналов;

б) алгоритмические (программные) способы помехоустойчивого выделения эфемеридной информации (ЭИ);

в) использование в приёмнике избыточной информации, заложенной в структуре сигнала: связь между частотой несущей и тактовой частотой кода; связь между сигналами одного спутника, передаваемыми на разных несущих частотах;

г) использование в приёмнике избыточной информации, заложенной в составе сигналов СНС (контроль целостности системы по одному или нескольким алгоритмам).

5. Комплексирование с внешними источниками навигационной информации:

а) использование информации о скоростях и / или ускорениях по осям объекта, о высоте и др., поступающих от дополнительных датчиков;

б) комплексирование с инерциальной навигационной системой.

6. Формирование навигационных полей (собственных) средствами локальных радионавигационных систем.

Показатели эффективности методов помехозащищенности приведены в таблице 1.

Таким образом, при реализации вышеозначенных методов помехозащищенности, можно говорить, по крайней мере, о повышении уровня помехоустойчивости в режиме наведения каналов на 30, а в режиме сопровождения на 40 дБ, что конечно не является окончательным решением вопроса, но значительно повышает эффективность применения

средств спутниковой навигационной аппаратуры даже в условиях активного противодействия.

Таблица 1

№ пп	Метод	Достижимый уровень помехозащищенности, дБ		Тип помехи
		режим сопровождения	режим наведения каналов	
1	Контроль целостности СНС	до 6	0	Гармоническая; полигармоническая; импульсная; шумоподобная; имитационная; сложная имитационная.
2	Пространственная селекция сигналов и подавление помех	от 10 до 40	от 10 до 40	Гармоническая; полигармоническая; импульсная; шумоподобная.
3	Посткорреляционная обработка сигнала (уменьшение порога чувствительности колец слежения к воздействию помех).	5 – 7	5 – 7	Гармоническая; полигармоническая; импульсная; шумоподобная.
4	Алгоритмическая посткорреляционная обработка сигнала (алгоритмические (программные) способы помехоустойчивого выделения эфемеридной информации).	до 6	0	Гармоническая; полигармоническая; импульсная; шумоподобная.
5	Предкорреляционная обработка смеси сигналов и помех	15—30 15—20 до 20	15—30 15—20 до 20	Гармоническая; полигармоническая; импульсная.

Принимая во внимание вышеизложенное, предлагается рассмотреть такой подход к решению вопросов топогеодезического обеспечения, который бы позволил гарантированно их решать даже в условиях активно противодействия.

С этой целью введем понятие «Локальная радионавигационная система».

Локальная радионавигационная система (ЛРНС) предназначена для обеспечения высокоточной навигации в условиях затруднения приема сигналов ГНСС GPS/ГЛОНАСС, вследствие непреднамеренных либо преднамеренных помех, а также в закрытых пространствах и в условиях высоких широт и т.д.

Хочу обратить внимание на следующие факты, а именно на некоторые тенденции в технической политике ведущих стран мира, в том числе и собственно владельцев систем глобального позиционирования.

Рассмотрим некоторые аспекты технической политики РФ в области функциональных дополнений системы ГЛОНАСС.

Так в Предложениях от 28 апреля 2004г. Межгосударственного совета «Радионавигация» говорится.

«Совет считает необходимым уделить особое внимание решению проблемы обеспечения гарантированной работы спутниковых средств навигации в условиях непреднамеренных и организованных помех, для чего продолжить работы по комплексному использованию спутниковой информации и данных других радиотехнических навигационных систем.

Совету представляется необходимым создание комплекса мер, среди которых комплексное использование информации СРНС и автономного оборудования (инерциальные и другие средства определения координат). Интегрирование радионавигационных систем (спутниковых и наземных) является одним из перспективных направлений развития систем радионавигации».

Межгосударственный совет «Радионавигация» постановил рекомендовать потребителям спутниковой информации транспортного комплекса РФ обратить внимание на необходимость усиления внимания к вопросам комплексного использования спутниковой информации и данных автономных и других радиотехнических навигационных систем.

Аналогичные тенденции имеют место и в США.

В соответствии с нормативным документом США в отрасли политики развития ГНСС GPS – «Federal Radionavigation System» (в 2001г.) в качестве наиболее приоритетной задачи определенно:

«…обеспечение стойкости навигационных систем в условиях подавления ГНСС, в т.ч. – подавления ГНСС средствами РЕП противника на театре военных действий».

Средствами обеспечения стойкости к подавлению ГНСС определены локальные дополнения.

В документе предусматривается развитие аэродромных псевдоспутников (APL) в качестве подсистемы LAAS.

8 декабря 2004 года Президент США утвердил новую национальную политику, которая определяет основные направления и пути реализации программ создания систем координатно-временного и навигационного обеспечения.

«Политика» предусматривает необходимость координатно-временного обеспечения гражданских потребителей и вооруженных сил США в условиях подавления сигналов GPS вероятным противником.

В этом смысле очень интересно заявление Начальника Главного штаба ВВС США генерала Нортона Шварца от 20.01.2010 года, в части национальной политики США в области функциональных дополнений системы GPS: «Повседневная зависимость военных от GPS хорошо известна. GPS полностью изменила все, что касается ведения боевых действий: от планирования операций до применения боеприпасов. Поскольку эта наша зависимость от GPS только возрастает, физики исследовательской лаборатории ВВС изучают новые многообещающие технологии типа холодного атома, псевдоспутников, а также инерциальных систем на основе цифровых карт рельефа местности и лазерных радаров, которые ведут к созданию сверхточных, менее зависимых от орбитальных GPS систем. Мне представляется необычайно важным сокращение зависимости вооруженных сил от орбитальных GPS в пользу достижения еще более высокой точности и меньшей уязвимости для помех противника».

Следует отметить, что развитее в этом направлении уже начато и наиболее значительный успех достигнут в части создания, с использованием псевдоспутников, современных систем посадки летательных аппаратов.

Американская версия GBAS в качестве одной из подсистем включает в себя аэродромные псевдоспутники (APL).

По сообщениям в открытой печати, в США к 2020 году планируется обеспечить возможность беспилотного ведения боевых действий (включая полностью автоматическую посадку) для 30% боевых самолетов.

В 2000 году на экспериментальном самолёте X-31 фирм BOEING/EADS, в рамках программы «VECTOR», проводилась отработка системы автоматической посадки с использованием навигационной подсистемы на базе псевдоспутников – IBLS (Integrity Beacon Landing System).

Как перспективу дальнейшего развития функциональных дополнений системы GPS, в США видят в размещении элементов локальной навигационной системы на аэростатах.

Компанией Raytheon уже проводятся исследования этого направления.

По оценкам специалистов, при таком подходе можно будет создавать навигационное поле с радиусом (ориентировочно) до 200-500 км.

Рассмотрим также перспективы развития морских радионавигационные системы (МРНС).

МРНС используют для передачи данных средневолновые радиомаяки (РМ) с дальностью действия до 300 км. Такие маяки размещены практически по всему побережью США, по побережью Италии, по периметру о. Исландия и в других странах Европы.

Радиомаяки размещены также вдоль побережья Австралии, имеются в Китае, Индии, Южной Африке, Великобритании, Канаде, России, Украине и в ряде других стран.

Наше предприятие, в своё время, разработало ККС, которая сопрягается с радиомаячным оборудованием и целый ряд портов в РФ, был оснащен такими станциями. Три ККС были установлены в украинских портах – в Одессе, в Керчи и на о. Змеином.

Морские РНС в Норвегии, отдельных районах Финляндии, в Исландии в своем составе имеют псевдоспутники.

Использование псевдоспутников в составе морских локальных РНС планируется и в США.

Ещё одним направлением развития функциональных дополнений ГНСС является создание и развитие дифференциальной подсистемы ГНСС на базе радиомаяков для морского и речного транспорта. Работы проводятся в рамках Федеральной целевой программы, утвержденной Постановлением Правительства РФ от 15.11.97г. № 1435.

Проведение работ определено также Российским радионавигационным планом, проектом Федеральной целевой программы «Мировой океан» и Решением Координационного совета по использованию системы ГЛОНАСС.

Сеть локальных функциональных дополнений, работающих по системам ГЛОНАСС и GPS, будет охватывать также все побережье России и акватории прилегающих морей.

Рассмотрим некоторые особенности так называемых наземных дополнений к ГНСС.

Сеть наземных псевдоспутников излучает сигнал, схожий по параметрам с сигналом GPS/ГЛОНАСС, который может быть принят обычным приемником GPS/ГЛОНАСС, с минимальным программными модификациями (в частности это может быть приемник СН-3003М «Базальт-М»).

Наземные дополнения к ГНСС позволяют:

а) увеличить точность позиционирования до единиц метров за счет отсутствия у наземных станций эфемеридных и ионосферных погрешностей, а также за счёт геометрически оптимального размещения псевдоспутников;

б) увеличить мощность сигнала, за счет чего повысить устойчивость к РЭП;

в) обеспечить навигацию внутри помещений;

г) обеспечить возможность работы с «длинными кодами» типа ВТ.

Рассмотрим, каким образом может быть построена система локальной навигации на базе ПС.

Во первых, создаётся сеть ПС, степень насыщенности сети зависит от характера, решаемых задач. Псевдоспутники могут устанавливаться в точках с известными координатами, например на пунктах ГГС и объединяются в сети. Наиболее перспективными являются MESH-сети, способные работать не только по схеме точка-точка, но и самоорганизовываться в интеллектуальную структуру, использующую каждый элемент сети для адресной ретрансляции данных. Таким образом, появляется возможность оперативного

воздействия на все элементы системы, позволяющая реализовывать огромное разнообразие алгоритмов управления.

Для контроля целостности навигационного поля и повышения показателей автономности в состав системы может быть включена контрольно-корректирующая станция. Это позволит еще большей степени повысить потребительские свойства системы, в части точности определения местоположения и достоверности навигационной информации, постольку кроме обеспечения дифференциального режима работы, ККС может осуществлять мониторинг элементов как локального, так и глобального навигационного поля.

При условии синхронизации шкал времени ПС от высокостабильного, например рубидиевого, стандарта частоты и времени, локальная система становится полностью автономной и способной самостоятельно обеспечивать решение вопросов топогеодезического и временного обеспечения, практически для всего спектра прикладных задач, даже при полной изоляции или уничтожении средств глобального позиционирования космического базирования.

Кратко рассмотрим составные части системы.

Псевдоспутник, по своей сути – это формирователь навигационного сигнала, дополненный усилителем мощности и антенно-фидерным трактом. В части проектирования и практической реализации мы не видим здесь не разрешимых проблем. На предприятии есть достаточно серьёзные наработки, в части создания имитаторов сигналов практически всех, существующих на сегодняшний день СНС и гипотетически возможных, при условии существования интерфейсного контрольного документа с описанием структуры навигационного и сигнала и частотного плана. Более того специалистам ГП «Оризон-Навигация» удалось создать универсальный канал формирования сигнала, что в свою очередь позволит дистанционно (по команде с пункта управления) переводить ПС в режим формирования сигнала любой СНС.

По результатам проведенного исследования сформирован ряд предложений по использованию существующего частотного плана, позволяющих уже сегодня создавать и использовать ЛРНС для решения различных задач. Позвольте озвучить основные подходы, к этому вопросу, которые по нашему мнению могут быть использованы наиболее эффективно и учтены при формировании тактико-технических требований к системе.

Для передачи навигационного сигнала (НС) может быть использован существующий частотный план ГЛОНАСС и GPS:

а) передача НС может осуществляться в диапазонах L1, L2 ГЛОНАСС на литерах 8-12, не используемых в данное время спутниками ГЛОНАСС;

б) передача НС может осуществляться на военной частоте GPS (L2) с использованием кодовой модуляции с кодами L1 или с собственными кодами.

При подключении к системе внешнего конвертора частот, передача НС может осуществляться на любой другой частоте.

В качестве прототипа формирователя навигационного сигнала может рассматриваться серийно изготавливаемый ГП «Оризон-Навигация» имитатор сигналов GPS/ГЛОНАСС.

Контрольно-корректирующая станция.

Обратная связь между псевдоспутниками и контрольно-корректирующей станцией обеспечивает их мониторинг, а при необходимости оперативную корректировку данных, что в свою очередь обеспечивает краткосрочную (до 48 часов) полную автономность.

Наличие в составе базовой станции собственного высокоточного рубидиевого стандарта частоты и времени обеспечивает возможность долгосрочной автономной работы системы.

Включение ККС в MESH-сеть позволяет использовать этот канал связи и для передачи корректирующей информации.

В качестве прототипа ККС может рассматриваться серийно изготавливаемый ГП «Оризон-Навигация» комплект оборудования – СН-3500.

Остановимся на преимуществах предлагаемой системы.

1. Относительно дешёвые псевдоспутники.

2. Относительно низкая стоимость обеспечивает возможность установки большого числа псевдоспутников по всей траектории движении, например по всей протяженности захода на посадку воздушных судов.

3. Наличие собственного высокоточного рубидиевого генератора базовой станции обеспечивает возможность автономной работы системы.

4. Обратная связь между псевдоспутниками и контрольно-корректирующей станцией обеспечивает подстройку псевдоспутников и обеспечивает их мониторинг.

Рассмотрим некоторые, по мнению автора, наиболее перспективные, варианты формирования локальных навигационных полей.

Используя сеть ПС, назовём её опорной, можно создавать новую либо расширять существующую сеть, то есть осуществлять развитие и сгущение сети. ККС, в данном случае, могут быть общими как для существующей – опорной сети, так и для вновь создаваемой.

Такие сети рекомендуется создавать для решения задач навигационного обеспечения в локальных зонах, районах.

Таким образом, появляется возможность достаточно оперативно создавать системы для региональных применений на базе ПС, устанавливаемых на аэростатах, БПЛА, вертолетах и других объектах воздушного базирования.

Позиционирование псевдоспутников, установленных на такого рода объектах, осуществляется по наземной сети ПС, например, по сигналам ЛРНС, построенной по рассмотренной ранее структуре либо посредством лазерного локатора.

Остановимся на рассмотрении возможных сфер применения локальных радионавигационных систем на базе псевдоспутников.

Одной из наиболее перспективных и очевидных сфер применения ЛРНС является обеспечение посадки воздушных судов в условиях сложной помеховой обстановки, в том числе и в условиях активного противодействия.

Следует отметить факторы повышения помехоустойчивости:

а) повышенная мощность передатчиков ПС локальной радионавигационной системы значительно снижает возможность их подавления:

б) динамическое изменение мощности передатчика в зависимости от внешних условий;

в) динамическое изменение кода;

г) скачки по частоте.

д) управление лучом передатчика с помощью коммутируемых антенн или направленных антенн с механическим сканированием.

е) увеличение длины псевдослучайной последовательности.

Благодаря реализации такого комплекса мероприятий, даже в условиях активного противодействия, точность позиционирования может быть обеспечена на субсантиметровом уровне.

Еще одной перспективной сферой применения ЛРНС может стать задача формирования сверхточных навигационных полей.

Формирование сверхточных навигационных полей в районах нефтегазовых месторождений, на шельфах, в удалённых районах в области высоких широт позволяет осуществлять:

а) мониторинг смещения удаленных инженерных сооружений;

б) обеспечение посадки вертолетов на нефтяные и газовые платформы в сложных метеоусловиях и др.

Очевидна высокая эффективность применения ЛРНС в качестве функционального дополнения ГНСС в районах, где прием сигналов глобальных систем позиционирования затруднен либо погрешность определения координат недопустимо велика.

Так общеизвестно, что в областях высоких широт, особенно в приполярных районах существующие системы глобального позиционирования GPS и ГЛОНАСС работают с погрешностями более 100м.

Для решения проблемы навигационного обеспечения в акваториях приполярных портов целесообразно применять локальные радионавигационные поля на базе псевдоспутников. И в ряде скандинавских стран, осознавая это, уже сегодня проводятся работы по созданию и развёртыванию таких локальных систем.

В настоящее время, когда значительно возросли транспортные потоки, а в системы управления транспортом все интенсивнее внедряются перспективные космические технологии глобального позиционирования, очень остро встаёт проблема использования подобного рода технологий в мегаполисах, где городская застройка зачастую делает невозможным их использование. Применение ЛРНС в качестве функциональных дополнений ГНСС позволяет повысить эффективность, а иногда в принципе реализовать потенциальную возможность, применения автомобильных навигаторов и тахиографов (черных ящиков) в условиях высотной городской застройки.

Использование подобного рода систем позволяет проводить:

а) документирование работы водителя;

б) сбор информации для страховых компаний;

в) передачу информации о дорожной обстановке, например о пробках.

Получать точную и оперативную информацию о местоположении объектов и сотрудников спецслужб, в том числе в метро и внутри других закрытых помещений.

Одним из перспективных направлений, по нашему мнению, может стать применение локальных навигационных полей для навигации БПЛА и боевых роботов, что позволит решать задачи как дистанционного управления этими объектами, так и автоматизировать процесс выполнения поставленной задачи.

По нашему мнению, создание собственной ЛРНС на базе ПС в сочетании с другими известными методами повышения помехоустойчивости может решить данную проблему. При этом для формирования навигационного поля могут быть использованы ПС, устанавливаемые как на поверхности Земли, с учетом рельефа местности, так и доставляемые средствами БПЛА в заданный район.

В заключении следует подвести некоторый итог и еще раз акцентировать внимание на преимуществах применения ЛРНС.

1. Высокая мощность.
2. Высокая точность (до 10 см при использовании фазовых измерений).
3. Пространственное разделение передающий антенны и ПС.
4. Относительно невысокая стоимость ПС дает возможность размещения большого их количества в заданном районе.
5. Мерцающая работа ПС.
6. Создание ПС ложных навигационных полей.

Таким образом являясь хозяином ЛРНС, ВС Украины смогут реализовать широкое разнообразие и гибкость конфигурации системы. При этом вариативность системы может быть заложена как её неотъемлемый атрибут еще на этапе формирования тактико-технических требований и собственно проектирования.

Следует также отметить, что такая система достаточно легко может быть интегрирована в системы глобального позиционирования и вместе с тем сможет гарантированно обеспечивать технологическую и информационную независимость в части решения вопросов топогеодезического обеспечения как в стране в целом, так и для решения специальных задач.

УДК 621.396.933

О.В. Куценко, м.н.с.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКОВИХ ПОХИБОК КОНТРОЛЬНО-КОРЕГУВАЛЬНОЇ СТАНЦІЇ DGNSS

Розглянута методика експериментальної оцінки залишкових похибок визначення псевдовідстаней до навігаційних супутників після DGNSS корекції що вносяться контрольно-корегувальною станцією. Представлено результати експериментальних досліджень.

Вступ

Перспективи розвитку авіаційних навігаційних засобів що надаються Європейською авіаційною агенцією Євроконтроль [4] представлені на Рис. 1.

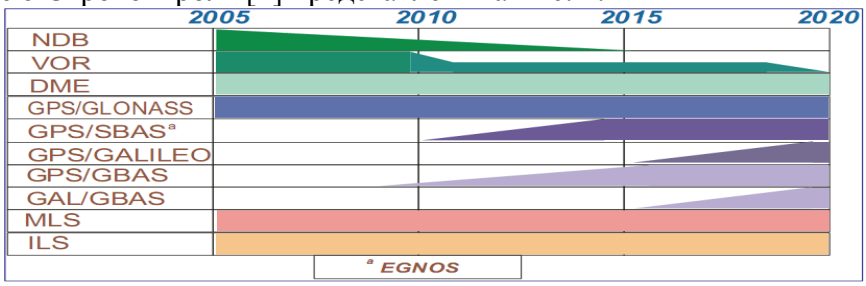


Рис. 1 Перспективи розвитку навігаційних засобів

До 2015 року для потреб навігації все більша перевага буде надаватися супутниковим навігаційним системам GPS та ГЛОНАСС, хоча і вважається, що оснащеність авіаційного парку супутниковими навігаційними приймачами до 2015 року буде недостатньою для повної відмови від традиційних засобів радіонавігації. Основним засобом посадки повітряних суден на даний період буде залишатися система посадки за приладами ILS категорій I і II проте передбачається поява систем посадки основаних на навігаційних супутникових системах що будуть дозволяти здійснювати посадку категорій II і III. Також відбудеться введення в експлуатацію космічних SBAS і наземних GBAS доповнень супутникових навігаційних систем.

В проміжок між 2015 - 2020 роками основними засобами навігації по маршруту будуть комбіновані датчики DME/DME та GNSS, тому передбачається розширення використання супутникових навігаційних систем відносно до концепції CNS/ATM. В даний проміжок буде введена в експлуатацію супутникова навігаційна система GALILEO, а також буде вдосконалена робота існуючих навігаційних систем. З'являться супутникові системи посадки з використанням кількох супутникових сузір'їв та кількох частот. Будуть інтенсивно збільшуватися кількість аеропортів обладнаних наземними станціями GBAS та літаків з супутниковими системами посадки.

Після 2020 року очікується поява багатосистемного та багаточастотного супутникового навігаційного обладнання яке забезпечить достатній рівень точності та надійності послуг системи. Це призведе до скорочення мережі станцій DME і використання її як додаткового навігаційного засобу. Також передбачається відмова від маяків NDB та VOR. Збільшення кількості повітряних суден та аеропортів обладнаних супутниковими системами посадки категорій I II і III призведе до виведення в резерв систем посадки ILS категорії I. системи посадки ILS категорій II і III залишаться для усунення недоліків супутникових систем посадки викликаних перешкодами та сонячною активністю.

Як видно з вище сказаного супутникові навігаційні системи будуть знаходити все більше застосування в авіації. Отже необхідно зосередити увагу на питанні відповідності параметрів даних систем встановленим межам.

Постановка завдання

Однією з найважливіших характеристик супутникової навігаційної системи являється цілісність.

Як зазначено в [1], під цілісністю мається на увазі міра певності, яка може бути закладена в вигляді показника коректності інформації, яка видається всією системою. Цілісність включає в себе здатність системи видавати користувачам своєчасні і обґрунтовані попередження, коли система не відповідає заданим характеристикам і не повинна використовуватися для наміченої операції чи етапу польоту.

Контрольно-корегувальною станцією забезпечується набір показників коректності інформації для кожної поправки до псевдовідстані. Показники коректності інформації включають в себе стандартне відхилення нормального розподілу залишкової похибки визначення псевдовідстані σ_{pr_gnd} та параметри цілісності пов'язані з поправками до псевдовідстані $B_1 - B_4$. Дані показники передаються станцією в повідомленні типу 1 формату передачі даних [2].

Таким чином, вирішення задачі визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції є необхідним для забезпечення заданої цілісності супутникової навігаційної системи на всіх етапах польоту повітряного судна, а особливо на етапах підходу до аеродрому та посадки.

Методика здійснення експерименту

Умовно експеримент з визначення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції можна представити в три етапи:

1. Проведення навігаційних вимірів;
2. Визначення еталонних координат приймачів базової станції;
3. Розрахунок значень залишкових похибок контрольно-корегувальної станції.

Проведення навігаційних вимірів відбувалося на базі апаратно програмного комплексу для дослідження роботи супутникової навігаційної системи GNSS, що знаходиться на кафедрі аеронавігаційних систем НАУ. До складу комплексу входить сучасне навігаційне обладнання та програмне забезпечення. Апаратне забезпечення комплексу складається з навігаційних приймачів, навігаційних антен персональних комп'ютерів, перетворювачів напруги, з'єднувальних кабелів, та джерел живлення. Сигнали від навігаційних супутників приймаються за допомогою навігаційної антени яка підключається до навігаційного приймача за допомогою коаксіального кабелю типу RG-213. Налаштування навігаційного приймача та збереження даних виконується за допомогою персонального комп'ютера до якого навігаційний приймач підключений по інтерфейсу RS-232. Навігаційний приймач живиться від перетворювача напруги AC/DC ~220/=12В. Живлення персонального комп'ютера та перетворювача напруги здійснюється з мережі змінної напруги 220 вольт. Для проведення експерименту були задіяні навігаційні приймачі Novatel ProPakV3 з антеною Novatel 702GG та Novatel V1G з антеною Novatel 600L1. Дані прилади є навігаційними приймачами геодезичного класу і мають характеристики представлені в Таблиці 1

Таблиця 1.

Характеристики високоточних навігаційних приймачів

параметр	значення	параметр	значення
Точність визначення координат		Час до першого захоплення координат	
Самостійні визначення L1	1,8 м	Холодний старт	60 с
Самостійні визначення L1/L2	1,5 м	Теплий старт	35 с
SBAS	0.6 м	Частота видачі даних	
DGPS (L1,C/A код)	0,45 м	Виміри	5 Гц
Точність вимірів		Координати	5 Гц
L1 C/A код	4 см	Живлення	
L2 P(Y) код	8 см	Вхідна напруга	9 - 18 В
Точність визначення часу	20 нс	Споживана потужність	2.5 Вт
Точність визначення швидкості	0,03 м/с	Живлення антени	5 В

На персональному комп'ютері до якого були підключені навігаційні приймачі було інстальоване програмне забезпечення CDU котре надається виробником апаратури. Дане

програмне забезпечення відображує стан навігаційного приймача, дозволяє налаштувати навігаційний приймач на видачу необхідних даних, та записує отримані дані в файл.

За допомогою описаного вище апаратного та програмного забезпечення були отримані файли одночасних вимірів від двох навігаційних приймачів. Отримані файли містять виміри псевдовідстаней до кожного з видимих навігаційних супутників з частотою 1 Гц та ефемеридні дані.

Для визначення еталонних координат приймачів базової станції використовується програмне забезпечення виробництва фірми Waypoint GrafNav/GrafNet. Як зазначено в [5], дане програмне забезпечення призначене для постобробки вимірів навігаційних приймачів за допомогою методу відносної навігації. Можлива обробка статичних і кінематичних навігаційних вимірів з використанням однієї або кількох базових станцій. Програмне забезпечення не тільки визначає координати, а й дозволяє оцінити точність їх визначення. Окрім цього дане програмне забезпечення дозволяє отримувати велику кількість інформації про якість навігаційних даних. Можна отримати дані про кількість супутників, їх видимість, геометричні фактори погіршення точності, рівень відношення сигнал/шум, висотний профіль вимірів, а також багато іншої інформації. В якості опорної базової станції для визначення еталонних координат була використана перманентна GPS – станція «Київ/Голосіїв». Дана станція була встановлена в м. Києві. Головною астрономічною обсерваторією Національної академії наук України. За допомогою описаного вище програмного забезпечення та даних опорної базової станції були отримані еталонні координати приймачів базової станції які представлені в Таблиці 2.

Таблиця 2.

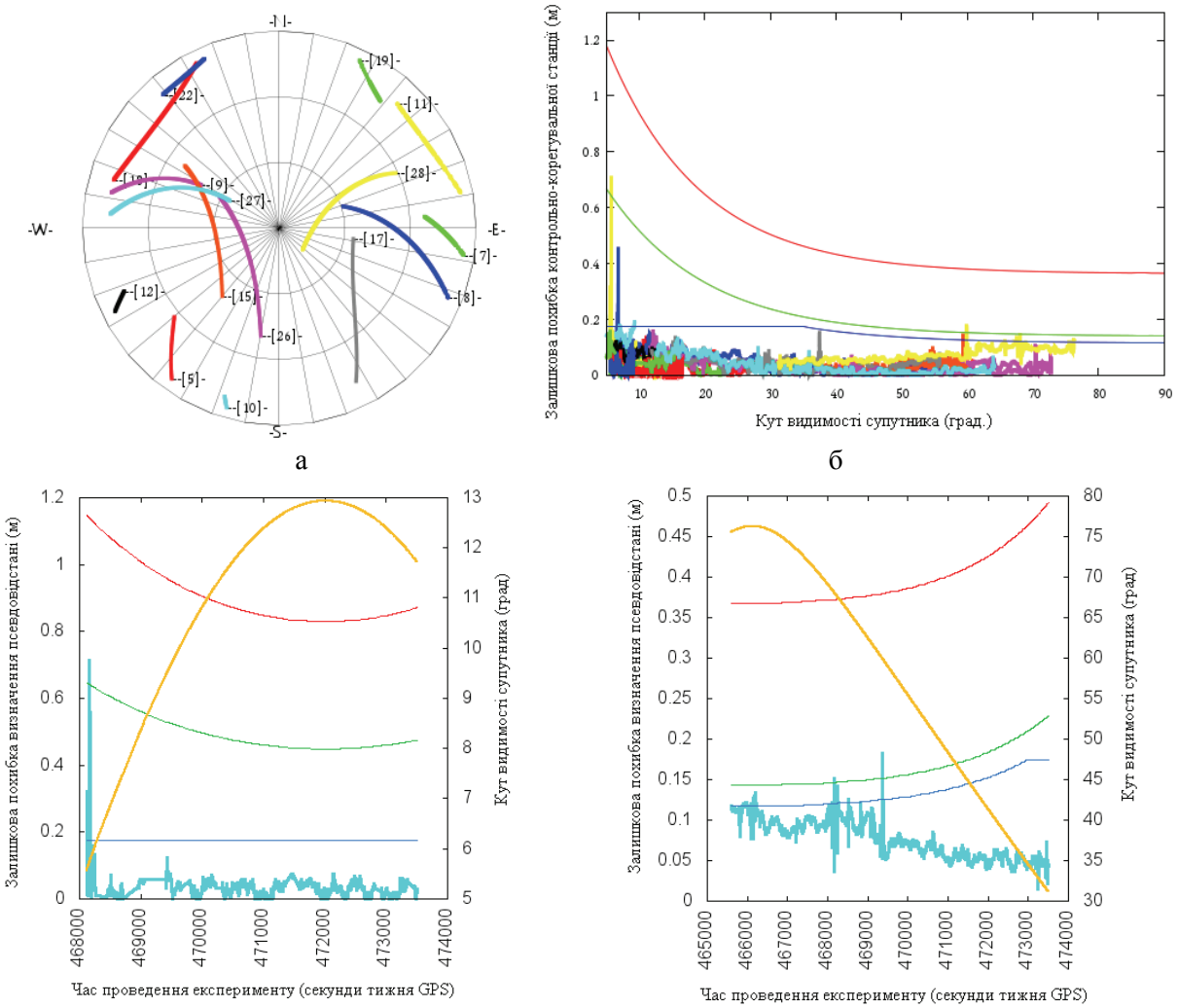
Визначені еталонні координати приймачів базової станції

Навігаційний приймач	Широта	Довгота	Висота відносно MSL (м)	Висота відносно еліпсоїда WGS-84 (м)	Координати в системі ECEF (м)		
					X	Y	Z
Novatel ProPakV3	50º 26’ 20.8569”	30º 25’ 48.5637”	191.491	216.816	3509746.546	2061639.988	4894209.798
Novatel V1G	50º 26’ 20.8406”	30º 25’ 48.5231”	191.419	216.744	3509747.247	2061639.471	4894209.421

Методика розрахунку значень залишкових похибок контрольно-корегувальної станції докладно представлена в [3]. За даною методикою було розроблене програмне забезпечення SigmaGND що дозволяє визначити параметр σ_{pr_gnd} для кожного з видимих навігаційних супутників та порівняти його з заданими межами. Програмне забезпечення виконане на мові програмування С, що забезпечує необхідну швидкодію при проведенні розрахунків. Результати роботи програмного забезпечення можуть бути представлені в графічному та текстовому вигляді.

Результати досліджень

Деякі з результатів досліджень представлені на Рис. 2. На Рис. 2а. зображені траєкторії руху навігаційних супутників протягом часу проведення експерименту. Як видно з рисунку супутники розташовані з різних боків небесної півсфери та мають різноманітні кути видимості. На Рис. 2б. зображена залежність залишкових похибок контрольно-корегувальної станції від кутів видимості для всіх видимих навігаційних супутників. Плавними лініями показані гранично допустимі значення даних похибок для контрольно-корегувальних станцій різних класів представлені в [2]. Як видно з рисунку розраховані похибки більшість часу не виходять за допустимі межі, проте в певні моменти наявні присутні короткочасні виходи. Особливо даний ефект проявляється на низьких кутах видимості навігаційних супутників. Наприклад представлене на Рис. 2в значення похибки для навігаційного супутника 11 стрімко зростає та виходить за допустимі межі при куті видимості меншому за 6º. Проте, подібна ситуація цілком можлива і на значно більших кутах видимості.



а б в г

Рис. 2 Результати роботи програмного забезпечення

Так, представлене на Рис. 2г значення похибки для навігаційного супутника 28 виходить за допустимі межі при куті видимості близько 60º.

Висновки

Як видно за результатами експериментальних досліджень розраховані значення залишкових похибок контрольно-корегувальної станції в цілому знаходяться в визначених допустимих межах. Хоча в певні моменти часу деякі навігаційні супутники мають занадто високу похибку і не можуть бути використані для навігації. Особливо даний ефект проявляється на низьких кутах видимості навігаційних супутників. В цілому, можна зазначити, що розглянуту методику доцільно використовувати для дослідження цілісності супутникових навігаційних систем та, зокрема, вкладу контрольно-корегувальної станції в похибку визначення координат.

Використані літературні джерела

1. Системы спутниковой радионавигации / Конин В.В., Харченко В.П.; Национальный авиационный университет. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.
2. ICAO Приложение 10 Авиационная электросвязь том 1 шестое издание, 2006. – 606 с.
3. Методика оцінки параметрів цілісності авіаційною контрольно-корегувальною станцією / В.В. Конін, О.В. Куценко. // Вісник Інженерної Академії України, №1, 2009.
4. http://www.eurocontrol.int/
5. http://www.novatel.com/

УДК: 621.391:621.396

В.Г. Валеев, д.т.н., И.Н. Корнилов, В.Э. Иванов, доктор техн. наук,
(Уральский федеральный университет, Россия)

ВЛИЯНИЕ ПОМЕХ НА ТОЧНОСТЬ НАВИГАЦИИ АЭРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДА СРЕДСТВАМИ GPS/ГЛОНАСС

Исследуется погрешность измерения координат аэрологического зонда средствами GPS/ГЛОНАСС при наличии помех. Определяется раздельно помехоустойчивость приёмников GPS и ГЛОНАСС. Показана эффективность метода повышения помехоустойчивости, основанного на технологии нелинейной обработки сигналов.

Аэрологическое зондирование атмосферы (АЗА) применяется в интересах как гражданских служб (в частности - авиации), так и Министерства обороны. АЗА реализуется путём запуска в воздушную среду аэрологического зонда (АЗ) - контейнера с набором датчиков, измеряющих параметры среды, и радиотехнических средств передачи результатов измерения на наземную аэрологическую станцию (АС). Важной процедурой АЗА является сопровождение аэрологических измерений определением текущих координат АЗ.

До появления технологий спутниковой навигации определение координат АЗ проводилось наземными средствами радиолокации. Такой способ связан с применением дорогостоящего радиолокационного оборудования и с большими энергетическими затратами на его эксплуатацию. Применение технологии спутниковой навигации позволяет проводить аэрологические измерения, сопровождая их определением текущих координат АЗ без использования радиолокационных средств. Для этого в состав АЗ включается датчик координат, работающий по сигналам систем спутниковой навигации GPS/ГЛОНАСС.

Поскольку результаты АЗА используются не только гражданскими службами, необходимо учитывать возможность воздействия на датчик координат АЗ умышленных помех. Вопросам влияния таких помех на погрешность определения координат АЗ средствами GPS/ГЛОНАСС посвящена данная работа.

В опубликованной литературе отмечается, что при использовании С/А кода GPS для поиска и вхождения в режим слежения пороговое отношение помеха/сигнал составляет 22 дБ [1]. Пороговое отношение для срыва слежения несколько больше. В режиме слежения увеличение уровня помехи до порогового ухудшает точность определения координат, но сохраняет рабочее состояние приёмника. Превышение порогового отношения приводит к срыву сопровождения сигналов и блокировке приёмника.

Эта ситуация отражена на рис.1. Здесь показаны графики точности измерения координат, полученные на испытательном стенде, построенном на радиоизмерительном оборудовании National Instruments. Описание стенда и методики исследования дано в [2]. Испытаниям были подвергнуты два приёмника: АЕК-4Н фирмы U-BLOX и СН-4706 НАВИС в режиме приёма сигналов GPS. Рассматривалось воздействие следующих видов помех:

- гармонического колебания без модуляции на центральной частоте сигнала GPS;
- непрерывного колебания с ЛЧМ; закон модуляции - треугольный, средняя частота f_0=1575,42 МГц, девиация Δf=1 МГц, частота модуляции F_M=100 кГц.

Сигнальная ситуация соответствовала альманаху GPS на 9 февраля текущего года, 14 часов моск. вр. и положению приёмника в окрестности Екатеринбурга. Графики 1,3 соответствуют помехе без модуляции (1- для приёмника U-BLOX, 3 – НАВИС), графики 2,4 – ЧМ помехе (2- U-BLOX, 4- НАВИС). Мощность сигнала на входе приёмника равнялась – 130 дБВт.

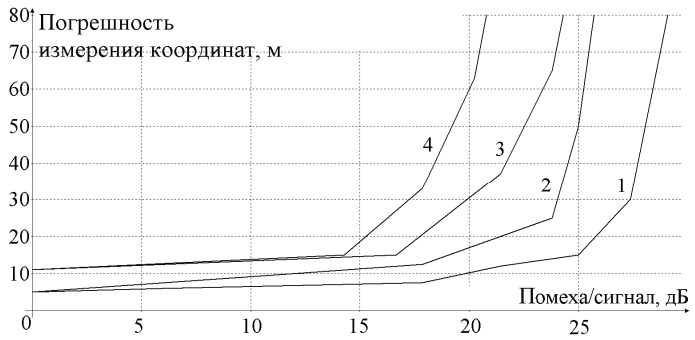


Рис. 1

Из полученных результатов можно сделать следующие выводы. Ширина спектра помехи мало влияет на величину порогового отношения помеха/сигнал. Приёмник НАВИС уступает в помехоустойчивости приёмнику U-BLOX.

Уровень сигналов GPS/ГЛОНАСС на входе приёмника у поверхности Земли составляет -160 дБВт [1]. Учитывая это, можно утверждать, что мешающий сигнал на входе приёмника GPS в виде непрерывного немодулированного колебания на несущей частоте сигнала GPS мощностью более -135дБВт (пороговая мощность) может заблокировать приёмник. Нетрудно рассчитать, что такой уровень мешающего сигнала может создать передатчик, излучающий 1 вт мощности на расстоянии до 100 км от АЗ.

Приёмник сигналов ГЛОНАСС обладает большей помехоустойчивостью в виду применения в ГЛОНАСС частотного разделения каналов. Для полной блокировки приёмника ГЛОНАСС требуется внутриполосная помеха с шириной спектра до 5 МГц. Действие узкополосных помех будет приводить лишь к блокировке отдельных каналов приёмника, не нарушая его работоспособности в целом. Блокировка отдельных каналов будет увеличивать геометрический фактор (ГФ) и приводить, вследствие этого, к повышению погрешности определения координат АЗ.

Эта ситуация отражена на рис.2. Здесь показаны графики прогнозируемой среднеквадратической погрешности σ_v измерения высоты АЗ по сигналам ГЛОНАСС при действии помехи с мощностью, превышающей пороговую. Графики отражают зависимость погрешности от ширины спектра помехи, действующей в центре частотного диапазона ГЛОНАСС на несущей частоте 1602 МГц. Графики рассчитаны по следующей методике. Погрешность измерения высоты определяется прогнозируемой погрешностью измерения псевдодальности σ_r и значением k_v – вертикальной составляющей ГФ (VDOP). При этом $\sigma_v = \sigma_r \cdot k_v$.

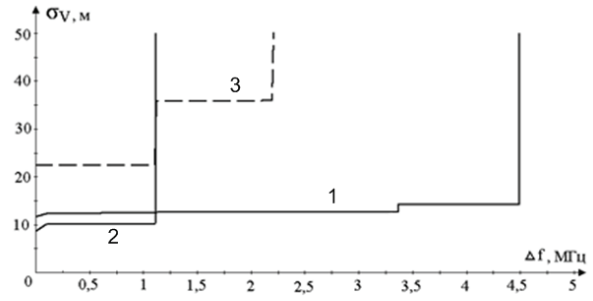


Рис. 2

Значение σ_r=6,2 м взято в [3] из таблицы интегрированного бюджета погрешности определения псевдодальности. Значение VDOP вычислено по программам, приведённым в [4], для территории в окрестности Екатеринбурга по альманаху системы ГЛОНАСС на 9 февраля 2011 года. График 1 соответствует 10 часам московского времени, 2- 14 часам, 3- 18 часам. Значение VDOP вычислялось с учётом блокировки сигналов НКА, подвергнутых действию помехи. Результаты расчётов показывают, что полная блокировка приёмника ГЛОНАСС возможна помехой с шириной спектра 4,5 МГц, действующей внутри частотного диапазона ГЛОНАСС.

Наиболее разработанными для практических применений методами защиты навигационного приёмника от внешних помех являются пространственная и частотная режекция [3]. Пространственная режекция является эффективным методом подавления помех, но для её реализации требуются условия, которые невозможно создать в конструкции АЗ. Главным ограничением является миниатюрность конструкции АЗ, не позволяющая реализовать пространственную селекцию сигналов. Частотная режекция эффективна только для защиты от узкополосных помех.

Таким образом, проблема защиты приёмника сигналов GPS/ГЛОНАСС от внутрипо-

лосных помех в конструкции АЗ не может быть решена известными методами и требует разработки новых решений.

Одно из таких решений можно получить на основе технологии нелинейной обработки сигналов. Теоретическое обоснование этой технологии даётся теорией оптимального обнаружения сигналов на фоне негауссовских помех [5]. Фундаментальным результатом этой теории является вывод о структуре оптимального приёмника, в которой принципиально новым элементом является нелинейный преобразователь (НП) на входе приёмника, оптимального при гауссовском шуме. Такое решение является строго оптимальным при нескольких дополнительных условиях, отмеченных в [5]. Но его эффективность применительно к проблеме защиты приёмника сигналов GPS/ГЛОНАСС показана в [6] и в этой работе.

Наиболее важными условиями эффективного применения НП являются малое отношение сигнал/помеха и существенное отличие помехи по вероятностным свойствам от «белого гауссовского шума». Оба эти условия имеют место в задаче защиты навигационного приёмника от внешних помех, представляющих либо немодулированное колебание, либо колебание с угловой модуляцией произвольного вида. В смеси с шумом приёмника такие помехи являются существенно негауссовскими, а их пороговый уровень более чем на порядок превышает уровень полезных сигналов на входе приёмника.

Амплитудная характеристика преобразования сигнала в НП определяется распределением огибающей *W(A)* смеси помехи с шумом. При этом если это распределение является рэлеевским, то НП вырождается в линейное устройство. Для принятых к рассмотрению видов помех распределение *W(A)* является райсовским. Требуемая при этом характеристика преобразования [5] может быть реализована в двух вариантах построения НП, показанных на рис.3.

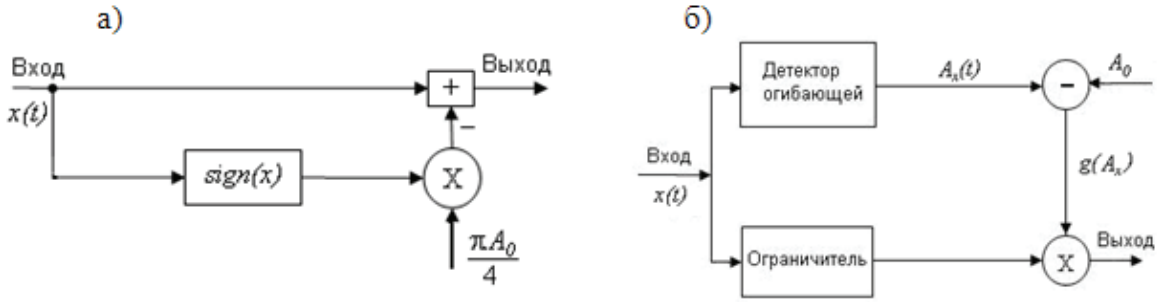


Рис.3

Вариант рис.3а соответствует компенсатору помехи на несущей частоте, а рис.3б определяет компенсацию помехи на огибающей. Здесь A_0 – амплитуда помехи, которая в реальных условиях априорно неизвестна и поэтому для реализации необходима адаптивная модификация представленных схем, предусматривающая настройку преобразователей по параметру A_0.

Эффективность применения НП, основанного на схеме рис.3б, показана на рис.4. Графики относятся к защите GPS приёмника. Рассматриваются два вида помех: немодулированное колебание на несущей частоте сигналов GPS (графики 1, 2) и частотно-модулированное (ЧМ) колебание (графики 3, 4), аналогичное случаю на рис.1.

Сигнальная ситуация на этих графиках соответствует случаю на рис.1. Результаты получены на испытательном стенде для приёмника U-BLOX. Результаты на рис.4 показывают зависимость погрешности измерения координат АЗ от величины превышения (в дБ) мощности помехи на входе приёмника мощности полезного сигнала. Графики 1, 3 относятся к незащищённому приёмнику, а 2,4 – к приёмнику с защитой. По полученным результатам можно судить об эффективности применения НП для снижения влияния помех на приёмники GPS и ГЛОНАСС.

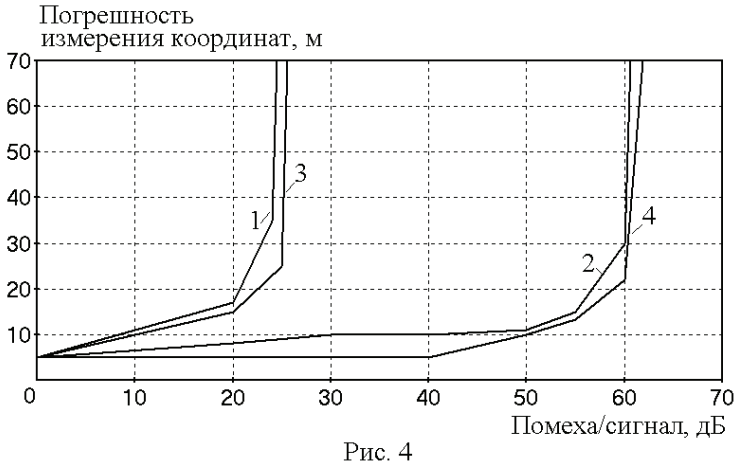


Рис. 4

Выводы

Пороговое отношение помеха/сигнал для приёмников GPS/ГЛОНАСС стандартной точности, не использующих специальную защиту от помех, составляет в режиме слежения 25-28 дБ. Приёмник GPS полностью блокируется внутриполосной помехой порогового уровня при любой ширине её спектра, а приёмник ГЛОНАСС – при ширине спектра помехи не менее 4,5 МГц. Применение метода защиты, основанного на технологии нелинейной обработки, позволяет повысить пороговый уровень помехи до 60 дБ.

Список литературы

1. *Соловьев Ю. А*. Спутниковая навигация и ее приложения. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с.

2. *В.Г. Валеев, И.Н. Корнилов, О.В. Плохих*. Применение технологий National Instruments для проведения испытаний аппаратуры пользователя GPS // Восьмая международная научно-практическая конференция "Образовательные, научные и инженерные приложения в среде Labview и технологии National Instruments – 2009". Сборник трудов конференции, Москва – 2009, с. 279–281.

3. ГЛОНАСС. Принципы построения и фунционирования / Под ред. *А.И. Перова, В.Н. Харисова*. Изд. 4-е перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.

4. *Конин В.В., Харченко В.П.* Системы спутниковой радионавигации / Национальный авиационный университет. – Киев.: Холтех, 2010. – 520 с.

5. *Валеев В.Г.* Обнаружение сигналов в негауссовских помехах // В кн.: Теория обнаружения сигналов/ Под ред. Бакута П.А. – М.: Радио и связь, 1984, с. 266–325.

6. *В.Г. Валеев, И.Н. Корнилов, С.И. Кудинов* "Метод повышения помехоустойчивости аппаратуры потребителя спутниковых радионавигационных систем"// XVII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. 31 мая – 02 июня 2010 г. Сборник трудов конференции, Санкт-Петербург – 2010, с.356–358.

СЕКЦІЯ 9.

РАДІОЕЛЕКТРОННІ КОМПЛЕКСИ ТА АВІОНІКА

УДК: 629.735.017.1.05 (043.2)

В.С. Горбач,
В.М. Грібов, канд. техн. наук, професор
(*Національний авіаційний університет, Україна*)

ВПЛИВ БЕЗВІДМОВНОСТІ ЦИФРОВИХ МОДУЛІВ АВІОНІКИ НА ВІРОГІДНІСТЬ ЇХ ДІАГНОСТУВАННЯ В ПОЛЬОТІ

Розглядається взаємозв'язок найважливіших експлуатаційних характеристик авіоніки – безвідмовності функціонування в польоті та вірогідності оцінювання її працездатності. Виведена аналітична залежність для вірогідності діагностування, і її зв'язок з імовірністю безвідмовної роботи. Показані переваги використання вбудованих засобів контролю з самоперевіркою як можливість підвищення вірогідності діагностування.

В сучасному житті, з розвитком авіаційної і космічної техніки, перед нами постає проблема забезпечення високої вірогідності діагностування цифрових модулів (ЦМ) авіоніки в польоті, оскільки видача помилкової інформації (пропущення помилок) може призвести до значних збитків, а в деяких випадках і до катастрофічних наслідків. Актуальність цієї проблеми вимагає пошуку факторів, які впливають на вірогідність діагностування як міри довіри до рішень, що приймаються засобами діагностування при оцінці технічного стану авіоніки.

Одним з таких показників є функція безвідмовності R(t), що має назву – модель надійності, де t – випадкове значення напрацювання виробу до відмови. Тому метою проведених досліджень було оцінити вплив ймовірності безвідмовної роботи R(t) на достовірність діагностування ЦМ.

Вірогідність функціонування цифрових модулів залежить від помилок, що викликані відмовами функціональної структури (ФС) модуля, вбудованих засобів контролю (ВЗК), а також від характеристик методу, що використовується. ЦМ, що містить вбудовані засоби контролю, має таку структуру (рис.1):

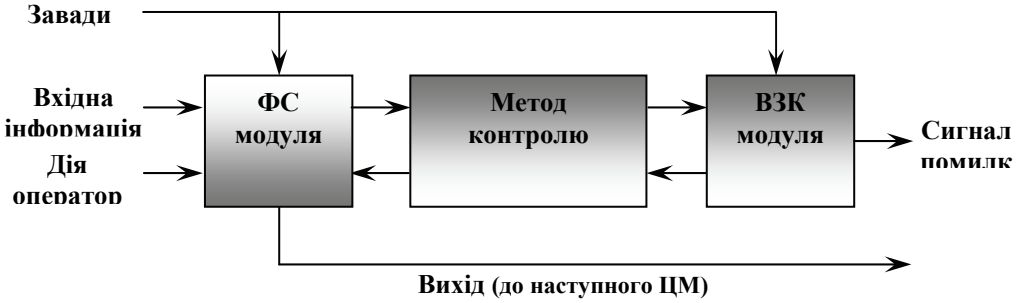


Рис. 1. Структура цифрового модуля

При неправильній роботі ФС модуля, тобто при спотворенні інформації на його виході ВЗК формують сигнал помилки.

Під час аналізу вірогідності роботи ЦМ будемо вважати, що

– внаслідок відмов і збоїв порушується нормальна (безпомилкова) робота цифрових схем як модуля (тобто його функціональної структури), так і вбудованих засобів контролю, що входять у його склад;

– завади, що діють на ЦМ, виявляються як збої;

– вхідна інформація помилок не містить;

– дії льотчика-оператора безпомилкові.

Істинним результатом роботи цифрового модуля є результат, коли модуль дійсно працює правильно, сигнали помилок при цьому відсутні, або ж результат, коли модуль дійсно працює неправильно, про що свідчить сигнал помилки (рис.2).

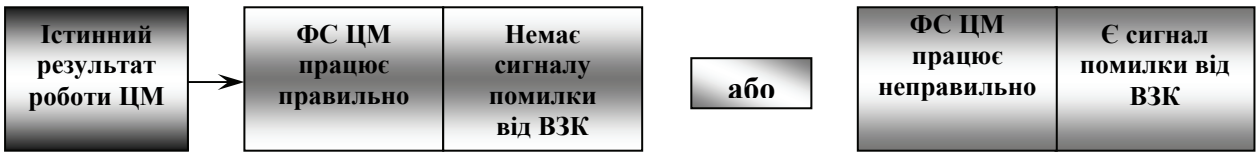


Рис. 2. Визначення істинного результату роботи ЦМ

Оскільки структурна частина ЦМ, що відноситься до ВЗК, не є абсолютно надійною, то засоби контролю «мають право» на:

– пропущення помилок,

– видачу хибних сигналів помилок.

ЦМ, що містить в своєму складі функціональну структуру і ВЗК може знаходитись в чотирьох можливих станах, що визначаються поєднанням наступних простих подій:

П – правильне функціонування ФС ЦМ;

О – формування сигналу помилки ВЗК;

$\overline{\text{О}}$ – відсутність сигналу помилки від ВЗК;

Н – неправильне функціонування ФС ЦМ.

Правильне або помилкове функціонування вбудованих схем контролю полягає в правильному (вірному) або хибному (неправильному) прийнятті рішення про вірогідність роботи ФС модуля.

Тому кількісним показником вірогідності діагностування ФС ЦМ вбудованими схемами контролю є ймовірність прийняття правильного рішення про функціонування ЦМ на кожному такті роботи:

$$D_{\text{д}}(t) = P_{\text{в.р}}(t). \tag{1}$$

Якщо припустити взаємну незалежність появи помилок в ФС модулі і в контролюючих її роботу ВЗК, а також врахувати можливість виявлення помилок вибраним методом контролю, то можна записати для схеми (рис. 1) аналітичні вирази ймовірностей чотирьох можливих станів:

1. Дві прості події: [П] (правильна робота ФЧ ЦМ) і [$\overline{\text{О}}$] (відсутність сигналу помилки) утворюють складну подію {П. $\overline{\text{О}}$}, ймовірність якої $P_{\text{П.}\overline{\text{О}}}(t)$ визначається згідно з теоремою множення ймовірностей і записується у вигляді:

$$P_{\text{П.}\overline{\text{О}}}(t) = R_{\text{фс}}(t)R_k(t), \tag{2}$$

де $R_{\text{фс}}(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи функціональної структури модуля;

$R_k(t)$ – ймовірність безвідмовної роботи вбудованих засобів контролю.

2. Неправильна робота ФЧ ЦМ – подія [Н]; ймовірність цієї події є ймовірність появи несправності (збою, відмови) в функціональній частині модуля, яку запишемо як $[1 - R_{\text{фс}}(t)]$. Про неправильну роботу ФЧ ЦМ свідчить сигнал помилки, який формується працездатною вбудованою схемою контролю – подія [О]. Ця ситуація є складною подією {Н.О}, ймовірність $P_{\text{Н.О}}(t)$ якої з урахуванням методу виявлення несправності, що реалізується вбудованим контролем, запишеться у вигляді:

$$P_{\text{Н.О}}(t) = (1 - R_{\text{фс}}(t))R_k(t)P_{\text{виявл.}} \tag{3}$$

3. ФЧ ЦМ працює неправильно (подія [Н]), але сигнал помилки відсутній (подія [$\overline{\text{О}}$]). Подія [$\overline{\text{О}}$] може відбутися внаслідок відмови ВЗК (ситуація s1 з імовірністю $P_1(t) = 1 - R_k(t)$) або пропущення несправності засобами контролю через обмежені можливостей методу контролю (ситуація s2 з імовірністю $P_2(t) = R_k(t)(1 - P_{\text{виявл.}})$). Оскільки ситуації 1 і 2 несумісні й інших ситуацій, що визначають подію [$\overline{\text{О}}$], не існує (s1 і s2 складають повну групу подій), то ймовірність складної події {Н. $\overline{\text{О}}$}запишеться у вигляді:

$$P_{\text{Н.}\overline{\text{О}}}(t) = \beta = (1 - R_{\text{фс}}(t))(1 - R_k(t)) + (1 - R_{\text{фс}}(t))R_k(t)(1 - P_{\text{виявл.}}), \tag{4}$$

де β – невиявлена відмова.

4. ФЧ ЦМ працює правильно (подія [П]), але ВЗК формують сигнал помилки (подія [О]) як результат несправності в ВЗК. Ймовірність складної події {П.О}запишемо у вигляді:

$$P_{\text{П.О}}(t) = \alpha = R_{\text{фс}}(t)(1 - R_k(t)), \tag{5}$$

де α – хибна відмова.

Розрахункову залежність для вірогідності діагностування ЦМ отримаємо після підстановки виразів (2) і (3) в (1):

$$D_{\text{д}}(t) = P_{\text{в.р}}(t) = P_{\text{П.}\overline{\text{О}}}(t) + P_{\text{Н.О}}(t) = R_{\text{фс}}(t)R_k(t) + (1 - R_{\text{фс}}(t))R_k(t)P_{\text{виявл.}} \tag{6}$$

Використовуючи дифузійний немонотонний розподіл побудуємо графічну залежність для вірогідності діагностування (рис. 3):

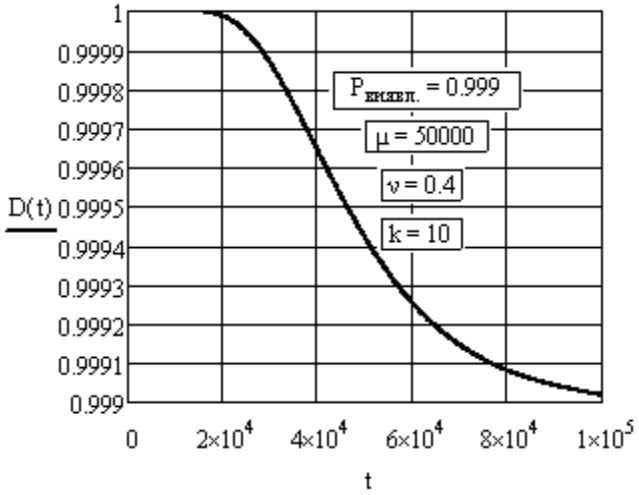


Рис. 3. Залежність вірогідності діагностування $D_{\text{д}}(t)$ від напрацювання до відмови t

В цифровій авіоніці використовуються два варіанта ВЗК:

– вбудовані схеми контролю з самоперевіркою (СВЗК), які формують в ВЗК сигнал помилки під час несправностей з імовірністю виявлення $P_{k.\text{виявл.}} = 1$,

– вбудовані схеми контролю без самоперевірки, для яких імовірність виявлення помилки $P_{k.\text{виявл.}} = 0$.

Таким чином, при СВЗК значення для $D_{\text{д}}(t)$ знаходяться в межах:

$$1 \geq D_{\text{д}}(t) \geq R_{\text{фс}}(t) \tag{7}$$

Так, при відсутності вбудованого контролю $P_{k.\text{виявл.}} = 0$, і вірогідність діагностування мінімальна. Ймовірність безвідмовної роботи $R_k(t)$ в формулах (4), (5), (6) потрібно прирівняти до одиниці, оскільки безвідмовність ВЗК (через її відсутність) ніяк не впливає на кількісний показник вірогідності і помилки діагностування. Отримуємо:

$$D_{\text{д}}(t, P_{\text{виявл.}} = 0) = R_{\text{фс}}(t) \tag{8}$$

тобто при відсутності ВЗК вірогідність діагностування визначається безвідмовністю цифрового модуля.

При ймовірності виявлення помилок $P_{\text{виявл.}} > 0$ вірогідність залежить від ступеню охоплення контролем ФС модуля. Максимальне значення $D_{\text{д}}(t)$ досягається при $P_{\text{виявл.}} = 1$

$D_{\text{д}}(t, P_{\text{виявл.}} = 1) = R_{\text{фс}}(t)R_k(t) + (1 - R_{\text{фс}}(t))R_k(t)$ тобто

$$D_{\text{д}}(t, P_{\text{виявл.}} = 1) = R_k(t) \tag{9}$$

якщо ФС ЦМ охоплена контролем повністю, і

$D_{\text{д}}(t, P_{\text{виявл.}} = 1) = R_{\text{фс}}(t)R_k(t) + (1 - R_{\text{фс.о}}(t))R_k(t)$ тобто

$$D_{\text{д}}(t, P_{\text{виявл.}} = 1) = R_k(t)(1 + R_{\text{фс}}(t) - R_{\text{фс.о}}(t)) \tag{10}$$

якщо контролем охоплена тільки частина ФС ЦМ.

Оскільки при $t > 0$ завжди виконується нерівність $R_{\text{фс.о}}(t) > R_{\text{фс}}(t)$, то вірогідність діагностування в цьому випадку завжди нижча, ніж при охопленні контролем всієї функціональної структури модуля.

Таким чином, вірогідність діагностування функціональної структури цифрових модулів (систем) авіоніки вбудованими засобами контролю знаходиться в інтервалі (рис. 4*а*):

$$R_{\text{фс}}(t) < D_{\text{д}}(t) \le R_k(t). \tag{11}$$

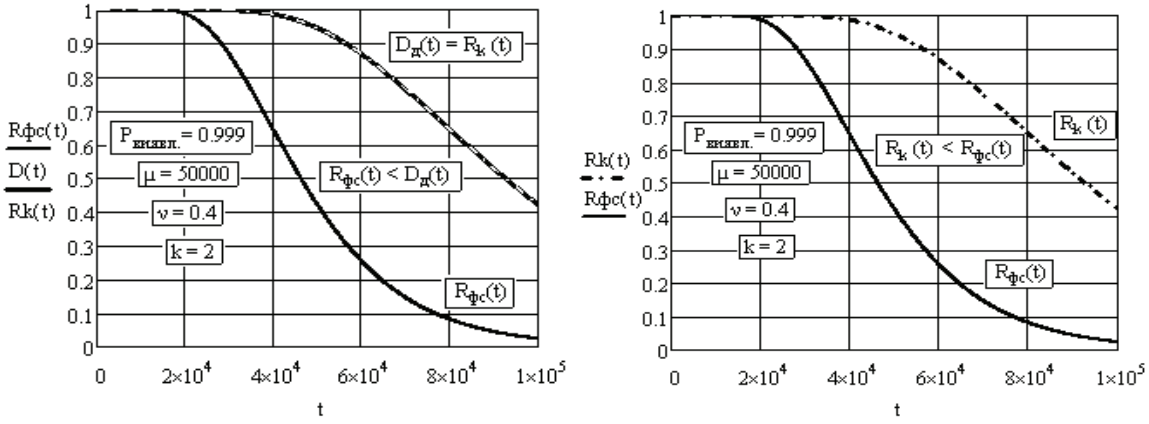
Очевидно, що вірогідність діагностування ЦМ повинна зростати при підвищенні ефективності методу контролю і збільшенні ступеню охоплення контролем функціональної структури модуля. Тоді з аналізу залежностей (8), (9) і (11) випливає, що при введенні в ЦМ вбудованої схеми контролю необхідно забезпечити виконання нерівності (рис. 4*б*):

$$R_k(t) > R_{\text{фс}}(t). \tag{12}$$

Нерівність (12) підсилюється, якщо замінити ВЗК програмними методами контролю на основі мікропроцесорів:

$$R_k(t) >> R_{\text{фс}}(t),$$

що суттєво підвищує вірогідність діагностування.



а) *б*)

Рис. 4. Залежність: *а*) вірогідності діагностування $D_{\text{д}}(t)$ ймовірності безвідмовної роботи ФС модуля $R_{\text{фс}}(t)$ ймовірності безвідмовної роботи ВЗК $R_k(t)$ і *б*) ймовірності безвідмовної роботи ФС модуля $R_{\text{фс}}(t)$ ймовірності безвідмовної роботи ВЗК $R_k(t)$ від напрацювання до відмови t

Висновки

Отримані аналітичні залежності дозволяють оцінити вплив безвідмовності на вірогідність діагностування. Максимальне значення $D_{\text{д}}(t)$ отримуємо при використанні СВЗК, а при відсутності ВЗК воно визначається безвідмовністю цифрового модуля. Вірогідність діагностування лежить в межах $R_{\text{фс}}(t) < D_{\text{д}}(t) \le R_k(t)$, що підтверджують побудовані графіки, які отримані з використанням дифузійно-немонотонного розподілу. Використання результатів даного дослідження має практичне значення при діагностуванні цифрових модулів авіоніки.

Список літератури

1. Александровская Л.Н., Афанасьев А.П., Лисов А.А. Современные методы обеспечения безотказности сложных технических систем: Учебник. – М.: Логос, 2001. – 208 с.

2. *Сапелюк Е.А.* Диагностика авиационной техники: Учеб. пособие для вузов гражд. авиации. – К.: КИИГА, 1989. – 47 с.

УДК 629.735.017 (043.2)

Ю.В. Грищенко, канд. техн. наук, доцент
(Национальный авиационный университет, Украина)

ИНВАРИАНТНЫЕ СВОЙСТВА ЛЁТНОГО ПОЧЕРКА ПРИ ПОЛЁТАХ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ

В статье даётся критика теории разрушения лётных навыков у опытных пилотов в процессе полёта. Показано, что плато навыков как динамический инвариант не позволяет сформированному динамическому стереотипу разрушаться до нулевого уровня (полной потери) при любых усложнениях процесса полета. Показаны пути устранения отрицательных эффектов процесса полёта, вызванных явлением амплитудного усиления двигательного динамического стереотипа пилотов.

Проблема инвариантности характеристик лётных навыков является в настоящее время актуальной проблемой расследования и предотвращения авиационных происшествий.

Под инвариантностью характеристик лётных навыков понимаются те динамические константы, которые сохраняются при усложнении условий полёта, появлении в процессе полёта относительных и абсолютных внезапностей и неожиданностей, возникновении особых случаев и особых ситуаций [1,2].

Почему при предотвращении авиапроисшествий или расследовании очень важно исследовать инвариантные характеристики лётных почерков, навыков или техники пилотирования? Потому что большинство расследователей стоит на концептуальной позиции так называемого «гиперболического разрушения и потери навыков». Считается, что в условиях аварий или катастроф лётные навыки могут разрушаться до полной потери. Причём такая потеря лётных навыков может происходить почти мгновенно.

Явление гиперболических разрушений навыков при расследовании очень часто необходимо для формирования другой не менее сомнительной тенденции «стрелочника», состоящей в том, что вина или ответственность за авиапроисшествие сразу возлагается на лётный состав. В сущности, и концепция «гиперболических разрушений лётных навыков» и концепция «стрелочников» является по своим исходным посылкам противоречащими целевым нормам Приложения 13 ИКАО. В целевых нормах Приложения 13 ИКАО сказано, что единственной целью любого расследования является определение причины авиапросшествия с целью его предотвращения. Но, однако, старые взгляды пока доминируют на практике. Например, авария самолета СУ-27УБ в Скнилове, когда расследователи посчитали, что у командира воздушного судна, несмотря на его, почти двадцатилетний опыт полетов произошла мгновенная потеря летных навыков. Аналогично происходит в целом ряде других авиационных происшествий.

В докладе доказывается, что с позиции теории инвариантности в процессах формирования летных навыков инвариантными свойствами обладают так называемые "плато" кривой навыков – логистической кривой образования и формирования устойчивого навыка. Плато навыков как динамический инвариант не позволяет сформированному навыку разрушаться до нулевого уровня (полной потери) при любых усложнениях процесса полета.

Исследования, проведенные на комплексном тренажёре самолёта (КТС), где командиры воздушных судов (КВС), а именно они берут управление в свои руки при действии комплексных отказов (n>2, где n – отказ, вводимый с пульта инструктора), имеют налёт, измеряемый в тысячах часов. Поэтому, не вызвал удивление тот факт, что все без исключения пилоты имеют свой собственный двигательный динамический стереотип (ДС). В большинстве случаев фиксация ДС производилась и подвергалась анализу по изменению угла крена, как наиболее показательному параметру для данного типа самолёта [3]. Из литературы известно, что при определенных условиях (в данном случае при накладке отрицательных факторов) должна произойти "ломка" ДС. Однако, проведенные автором

исследования, этого не подтверждают. У пилотов при действии факторных накладок (ФН) могу произойти усиленные отражённые движения. На КТС ФН моделируются комплексными отказами. Исходя из учений Сеченова И.М. и Павлова И.П., вытекает взаимосвязь между присутствием и отсутствием задержания отраженных движений (отсутствием и наличием противодействия ФН) пилота и степенью изменения его ДС при действии и отсутствии ФН в процессе полета. В этом случае либо происходит явление усиления ДС (ЯУДС), либо оно отсутствует с сохранением ДС как при нормальных условиях полета (возможно также сжатие ДС) [4]. В результате ЯУДС качество процесса полета ухудшается, и параметры полёта выходит за границы установленные руководством по лётной эксплуатации (РЛЭ) у значительной части пилотов.

Моделирование действия ФН путём введения комплексных отказов на тренажёре раскрывает огромные возможности для подготовки пилотов и остальных членов экипажей к полётам в экстремальных ситуациях. Как показали исследования в учебных сертификационных центрах, примерно у 70% пилотов отсутствует противодействие ФН и у этих же пилотов проявляется ЯУДС. Кроме того установлено, что при ЯУДС происходят ошибочные действия. Психофизиологический механизм их возникновения раскрыт ещё И.М. Сеченовым. Операционные действия членов экипажа становятся неосмысленными, происходит выполнение заученных операций, иногда заканчивающихся перепутыванием или неправильным действием, принимаются неправильные решения.

Всё выше сказанное говорит о том, что отрицательные эффекты этого явления могут привести к лётным происшествиям. Необходимо проведение качественного и количественного анализа изменения ДС при попадании пилотов в экстремальные ситуации полета, т.е. подтверждения того, что происходит количественное изменение ДС с неизменной качественной стороной, в чем по сути дела и заключается ЯУДС.

Чтобы вычислить степень усиления ДС в процессе полета необходимо сравнить динамический стереотип пилота при действии факторных накладок и при полете в нормальных условиях (на тренажере без комплексных отказов). Легче всего сравнивать максимальные и минимальные отклонения полетов без факторных накладок и с ними, введя определенные ограничения по минимальным отклонениям. ДС операторов в «парных» полетах. ДС сохраняется и может только усиливаться (результат обработки более 1500 осциллограмм). Максимальные и минимальные значения выбранных параметров будут соответствовать ДС с ЯУДС или его отсутствием. Таким образом, можно количественно анализировать качественные изменения психофизиологического состояния пилота. Конечно, у пилотов с различным опытом (как и подтверждено статистикой) будут разные показатели по степени ЯУДС, хотя и не всегда. Но главным преимуществом обучения пилотов противодействию факторным накладкам с помощью устранения ЯУДС заключается не в точности измерения отклонений и подсчета факторов, не в способах оценки выполнения полета, а просто в устранении отрицательного эффекта ЯУДС, свидетельствующем о противодействии пилота ФН. Так как при ЯУДС сохраняется общая физиономия движений, то максимальные и минимальные амплитуды изменения параметров полета двигательных ДС будут соответствовать друг другу при полетах с ФН и их отсутствием.

При сравнении «парных» полетов необходимо выявить как качественные и количественные изменения ДС при помощи вероятностного и статистического методов. Например, используя анализ автокорреляционных функций, выявляем как качественные, так и количественные изменения ДС. Качественное определение ЯПДС посредством анализа хвостов корреляционных функций эффективно раскрывает большие возможности автоматизации определения ЯПДС [5]. Получены результаты анализа эффекта усиления ДС (летного навыка) по данным эксперимента на комплексном тренажере в УТЦ с СОК. У группы пилотов с наличием ЯУДС коэффициенты усиления значительно выше. Почти все КТС не оборудованы СОК. На тренажере, оборудованном СОК, установлена тенденция увеличения количества замечаний у пилотов с наличием ЯУДС. Получены закономерности

проявления ЯУДС (на основании результатов анализа пяти УТЦ необорудованных СОК) от потока замечаний (111 экипажей - 73 с ЯУДС, 38 без него).

Применяя программы трендовых алгоритмов целесообразно вычислять количественные изменения ДС. Задача перехода к безразмерным коэффициентов при обработке осциллограмм полетной информации перехода от сиюминутной к интервальной оценки успешно решается применением трендовых алгоритмов [6]. Под трендом понимаем устойчивые изменения процесса, которые наблюдаются и дают заключение по его прогнозированию в будущем. По данным обработанной статистики, выше предложенным методом, выявлен ряд закономерностей, которые указывают на необходимость прохождения курса антистрессовой подготовки большинства пилотов.

Рассмотрим один из вариантов порядка применения трендовых алгоритмов для анализа противодействия пилотов накладкам факторов. Имея данные числовые или графиков изменения курса, крена и тангажа от конца четвертого разворота до посадки необходимо определить расстояния от экстремумов к нулю. Вычислить разницу между последующими экстремумами (без модуля) изменения каждого параметра. Результаты значений амплитуд (А) взять по модулю. Выявить максимальные и минимальные А каждого параметра (при условии А>1). Вычислить полупериоды (Т) соответствующие максимальному и минимальному значению каждого параметра. Далее проводятся расчеты по следующим формулам для каждого параметра:

$$\Delta A = \frac{A_{\max} - A_{\min}}{A_{\min}};. \tag{1}$$

$$\Delta T = \frac{\mathrm{T}_{\max} - \mathrm{T}_{\min}}{\mathrm{T}_{\min}}. \tag{2}$$

После этого составим общую картину поликанального изменения параметров:

$$\Delta\Delta A_{\gamma,\psi,\vartheta} = \sqrt{\Delta A_{\gamma}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_{\vartheta}^2} \tag{3}$$

$$\Delta\Delta \mathrm{T}_{\gamma,\psi,\vartheta} = \sqrt{\Delta \mathrm{T}_{\gamma}^2 + \Delta \mathrm{T}_{\psi}^2 + \Delta \mathrm{T}_{\vartheta}^2} \tag{4}$$

Амплитуды можно измерить и наносить на ось координат при работе с числами в градусах, а при работе с графиками - в условных единицах, а периоды соответственно в секундах и условных единицах.

Используя трендовые алгоритмы целесообразно проводить сравнения (5) отклонения элеронов, руля направления и высоты с (6) изменениями параметров:

$$\Delta\Delta\delta_{\mathrm{Э,Н,В}} = \sqrt{\Delta\delta_{\mathrm{Э}}^2 + \Delta\delta_{\mathrm{Н}}^2 + \Delta\delta_{\mathrm{В}}^2}\ ; \tag{5}$$

$$\Delta\Delta A_{\gamma,\psi,\vartheta} = \sqrt{\Delta A_{\gamma}^2 + \Delta A_{\psi}^2 + \Delta A_{\vartheta}^2}. \tag{6}$$

Например, во время "болтанки" по их разногласию можно судить о качестве техники пилотирования, поскольку при сильной болтанке опытный пилот не допускает значительных отклонений параметров, хотя расход руля и элеронов блльшой. При наличии систем объективного контроля (СОК) на комплексном тренажере самолета (КТЛ) можно не учитывать, поскольку "болтушку" можно исключить с пульта инструктора.

В идеальном случае сравнивать амплитудное значение нужно при анализе полетов одного и того же пилота без отказов и с введенными отказами. Таким образом, по этой разнице мы можем определить амплитудное усиление, которое возникает у пилота под влиянием ФН.

Широко распространённы способы выявления психофизиологического напряжения операторов при помощи определения зажима и усиления давления на органы управления, через частоту сердечных сокращений, параметров речевого сигнала или через электропроводимость кожи оператора. При помощи электроэнцефалограмм получают данные о функциональном состоянии головного мозга. Однако, они не дают представления

об изменениях качества техники пилотирования. Человек может иметь не лучшие психофизиологические показатели, но при этом, зная теорию возникновения ЯУДС и приобретя соответствующие навыки на КТС, не ухудшать качество выполнения полёта в особых ситуациях.

Исходя из полученных результатов предложены пути повышения эффективности летной подготовки с применением метода устранения проявления ЯУДС у пилотов. Показателями летной подготовки с применением метода устранения ЯУДС являются: программа летной подготовки для выявления ЯУДС с целью обучения противодействию ФН через "парные полеты"; обучение операторов противодействию ФН на высшем и низшем уровне через устранение отрицательного ЯУДС; сравнительный анализ изменения γ и отклонения элеронов с учетом ЯУДС в различных условиях полета.

Выводы

В результате сказанного выше сделаем следующие выводы:

1. В основе нашего подхода лежит рассмотрение не только действий, но и противодействия. А причиной авиапроисшетвия является не ошибка авиаперсонала, а причина или причины ошибок. То есть сама ошибка выводится из сферы причинности и рассматриваются причины, вызывающие эту ошибку. Таким образом, в сущности, формируются два качественно отличных друг от друга подхода к причинности авиационных происшествий: западный подход, считающих ошибку причиной авиапроисшетвий и отечественный, считающий причиной авиационных происшествий причины ошибок. Такой углубленный детерминизм в рассмотрении причинности авиа происшествий полностью соответствует характеру фундаментальный исследований в отечественной инженерной психологии, эргономике и теории эксплуатации.

2. Ограничения области существования ошибок нормальными (неаварийными) полетами и введение условных рефлексов для полетов в случае внезапности и неожиданности является тем теоретическим основанием и той логической посылкой, которая обеспечивает такой важный для практики переход от аварийности в сферу полной безаварийности.

Список литературы

1. *Грищенко Ю.В., Курушкіна Я.О.* Использование принципа инвариантности систем управления при оценке усиленных рефлексов И.М. Сеченова. // Киберне-тика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.143. С. 39-44;

2. *Грищенко Ю. В., Соломенцев А.В.* Обоснование применения принципа инвариантности при анализе процессов в системах человек-машина неклассическими методами Кибернетика и вычислительная техника: Межведомственный сборник научных трудов. – К.: Вид. дім "Академперіодика" НАН України, 2009. – Вып. 156. – С. 71-76.

3. *Грищенко Ю.В.* Явление усиления динамического стереотипа пилота при действии комплексных отказов // Эргономические вопросы безопасности полетов. – Киев: КИИГА, 1987. – С. 87-91.

4. *Грищенко Ю.В.* Статистическое обоснование явления усиления динамического стереотипа у авиаспециалистов при факторных накладках // Вопросы охраны труда и окружающей среды в процессах технического обслуживания и ремонта авиационной техники. – Киев, КИИГА, 1990. – С. 8-14.

5. *Грищенко Ю.В.* Анализ изменения динамического стереотипа пилотов в процессе лётной подготовки на комплексном тренажёре самолёта. // Кибернетика и вычислительная техника. – К.: НАН Украины, 2004. – Вып.142. С. 35-40;

6. *Грищенко Ю.В.* Аналіз осцилограм польотів із застосуванням трендових алгоритмів// Електроніка та системи управління.- К.: НАУ, 2009 .- №3(21), с 69-73.

УДК 519.233.2: 621.391.83 (043.2)

М.Ю. Заліський, асистент
О.В. Соломенцев, д-р техн. наук, професор
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОСЛІДОВНА ПРОЦЕДУРА ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ У СИСТЕМАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ НАЗЕМНИХ РАДІОТЕХНІЧНИХ ЗАСОБІВ

Розглянуто процедури послідовного оцінювання параметрів зсуву та масштабу щільностей розподілу ймовірностей у системах експлуатації наземних засобів зв'язку, навігації, спостереження та отримані аналітичні співвідношення для розрахунку їх характеристик.

Наземні засоби зв'язку, навігації та спостереження (ЗНС) використовують для забезпечення безпеки та регулярності польотів у цивільній авіації. У процесі експлуатації цих засобів можливі порушення стабільності їх роботи внаслідок відмов апаратних та програмних частин, неправильних дій операторів, дії зовнішніх факторів тощо. Системи експлуатації (СЕ) виконують функції підтримки стабільності роботи наземних засобів ЗНС на основі обробки інформаційних сигналів про технічний стан засобів ЗНС та окремих елементів СЕ, які також можуть мати невідповідності, обумовлені недосконалою нормативною базою та організаційною структурою, недоліками процесної моделі тощо.

До інформаційних сигналів в СЕ можна віднести середнє напрацювання на відмову, середній час відновлення, коефіцієнт готовності, коефіцієнт технічного використання, коефіцієнт оперативної готовності тощо, які в загальному випадку носять випадковий характер. Обробку інформаційних сигналів доцільно виконувати на основі послідовного аналізу А. Вальда [1], який характеризується у середньому меншим обсягом спостережень, ніж еквівалентні процедури, засновані на фіксованій вибірці, при однакових рівнях показників якості обробки інформаційних сигналів.

Аналіз літератури в сфері використання послідовних процедур оцінювання інформаційних сигналів у СЕ наземних засобів ЗНС показує, що інженерним методам розрахунку їх ефективності приділена недостатня увага [1; 2].

У працях [3–5] були розглянуті варіанти синтезу послідовних процедур оцінювання параметрів щільностей розподілу ймовірностей (ЩРІ) на прикладі рівномірно розподіленої випадкової величини в інтервалі [0;1], отримані основні аналітичні співвідношення для розрахунку характеристик оцінки та тривалості спостережень, які підтверджують доцільність застосування послідовних процедур у СЕ.

Розглянемо задачу послідовного оцінювання невідомих параметрів зсуву та масштабу ЩРІ випадкової величини розподіленої рівномірно з подальшою оцінкою їх результативності та ефективності для визначення можливості використання під час розробки та модернізації СЕ наземних засобів ЗНС. У даному випадку модель інформаційного сигналу w має вид

$$w = Kz + A, \tag{1}$$

де z – випадкова складова (рівномірно розподілена величина в інтервалі $[0;1]$), K та A – невідомі параметри масштабу та зсуву, що пов'язані з корисним сигналом.

Припустимо, що у класичній схемі оцінювання невідомі характеристики зсуву та масштабу ЩРІ (оцінки) визначаються одночасно: параметром зсуву вважаємо мінімальне вибіркове значення $w_{\min}$, а параметром масштабу – різницю максимального та мінімального вибіркового значення (розмах d), тобто

$$\begin{cases} A^* = w_{\min}, \\ K^* = d = w_{\max} - w_{\min}. \end{cases} \tag{2}$$

Послідовна процедура оцінювання параметрів зсуву та масштабу може бути виконана з використанням правила зупину типу «вікна» [3 – 5].

Для даної процедури необхідно виконувати функціональні перетворення досліджуваного інформаційного сигналу. Перетворення $z_i = \dfrac{w_i - w_{\min}}{w_{\max} - w_{\min}}$ приводить задану випадкову величину до рівномірно розподіленої в інтервалі $[0;1]$. Максимальне та мінімальне значення вибірки на кожному i-му кроці експерименту для перевірки правила зупину не використовуються.

Розглянемо основні характеристики оцінок класичної процедури.

Використовуючи методи теорії ймовірностей та теорії математичної статитстики, можна отримати аналітичні співвідношення для ЩРІ мінімального значення та розмаху рівномірно розподіленої випадкової величини в інтервалі $[A; A+K]$ при її заданому обсязі N

$$f(w_{\min}) = \frac{N}{K^N}(K + A - w_{\min})^{N-1},\ w_{\min} \geq A\,. \tag{3}$$

$$f(d) = \frac{N(N-1)}{K^N} d^{N-2}(K-d)\,. \tag{4}$$

Аналітичні співвідношення для математичного сподівання та дисперсій оцінок мають вигляд

$$m_1(w_{\min}) = A + \frac{K}{N+1}, \tag{5}$$

$$\mu_2(w_{\min}) = \frac{NK^2}{(N+1)^2(N+2)}\,. \tag{6}$$

$$m_1(d) = \frac{K(N-1)}{N+1}\,. \tag{7}$$

$$\mu_2(d) = \frac{K^2N(N-1)}{(N+1)(N+2)} - \left(\frac{K(N-1)}{N+1}\right)^2 = \frac{2K^2(N-1)}{(N+1)^2(N+2)}\,. \tag{8}$$

Розглянемо основні характеристики послідовної процедури.

Для правила зупину типу «вікна» аналітичні співвідношення для параметрів розробленої послідовної процедури за тривалістю (ЩРІ, математичне сподівання та дисперсія тривалості спостережень) визначаються наступним чином

$$f(n) = (n-1)\Delta^2(1-\Delta)^{n-2},\ n \geq 1\,. \tag{9}$$

$$m_1(n) = \sum_n (n(n-1)\Delta^2(1-\Delta)^{n-2}), \tag{10}$$

$$\mu_2(n) = \sum_n (n^2(n-1)\Delta^2(1-\Delta)^{n-2}) - m_1^2(n)\,. \tag{11}$$

Аналітичний вираз для ЩРІ оцінок зсуву та розмаху послідовної процедури мають вигляд

$$f_{\Pi}(w_{\min}) = \frac{\sum_n \left(\dfrac{n}{K^n}(K + A - w_{\min})^{n-1} \sum_n (n-1)(1-\Delta)^{n-2}\right)}{\int\limits_A^{A+K-K\Delta} \left[\sum_n \left(\dfrac{n}{K^n}(K + A - x)^{n-1} \sum_n (n-1)(1-\Delta)^{n-2}\right)\right] dx}\,. \tag{12}$$

$$f_{\Pi}(d) = \frac{\sum_n \left(\dfrac{n(n-1)}{K^n} d^{n-2}(K-d) \sum_n (n-1)(1-\Delta)^{n-2}\right)}{\int\limits_0^K \left[\sum_n \left(\dfrac{n(n-1)}{K^n} x^{n-2}(K-x) \sum_n (n-1)(1-\Delta)^{n-2}\right)\right] dx}\,. \tag{13}$$

Для виразу (12) можна спростити знаменник, тоді отримаємо

$$f_{\Pi}(w_{\min}) = \frac{\sum_n \left(\frac{n}{K^n} (K + A - w_{\min})^{n-1} \right)}{\sum_n \left(\frac{1-(K\Delta)^n}{K^n} \right)}. \qquad (14)$$

Для перевірки ефективності запропонованої послідовної процедури оцінювання порівняємо отримані значення дисперсій оцінки масштабу при однакових математичних сподіваннях послідовної та класичної процедури (рис. 1). Як видно з графіку, послідовна процедура дає виграш за дисперсією (приблизно у півтори рази) у порівняння з відповідним класичним методом.

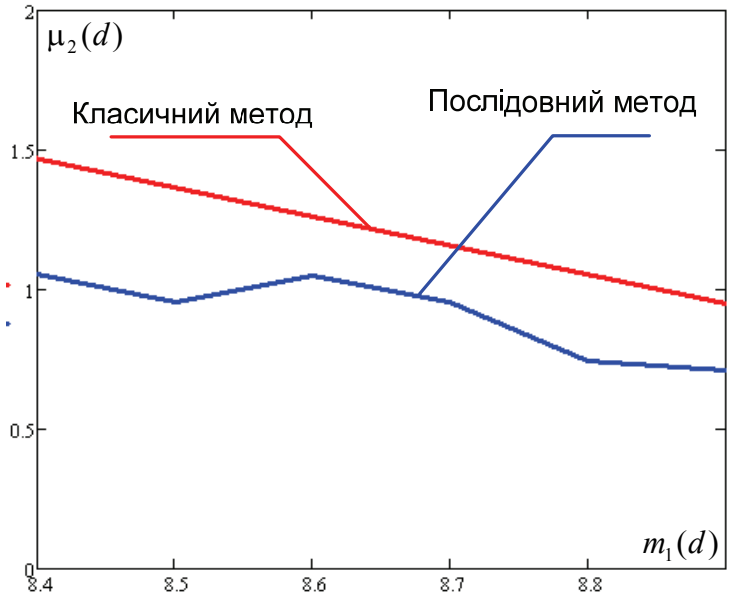


Рис. 1. Порівняння дисперсій оцінки параметру масштабу (класичної та послідовної процедур) при однакових середніх значеннях оцінки

Порівняємо отримані значення дисперсій оцінки параметру зсуву при однакових математичних сподіваннях оцінок послідовної та класичної процедури (рис. 2). Як видно з графіку, послідовна процедура дає виграш за дисперсією (приблизно у два рази) у порівняння з відповідною їй класичною процедурою.

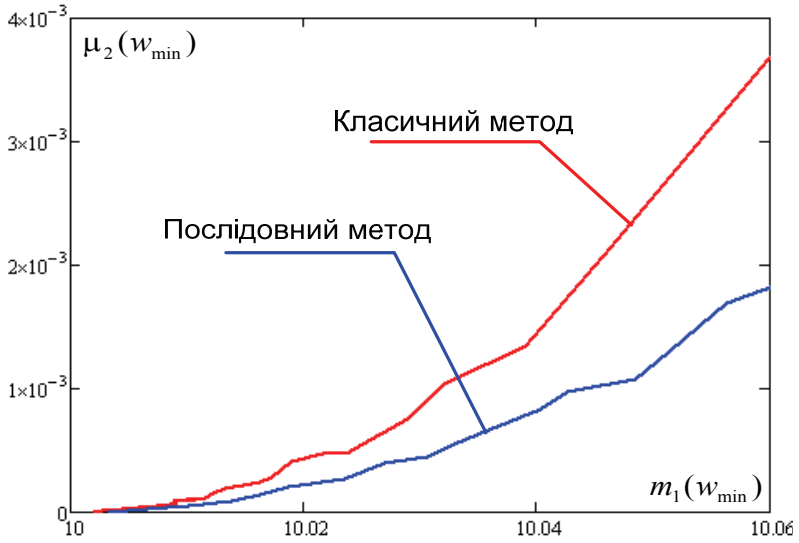


Рис. 2. Порівняння дисперсій оцінки параметру зсуву (класичної та послідовної процедур) при однакових середніх значеннях оцінки

Під час оцінювання параметру зсуву можна порівняти значення дисперсій при однакових тривалостях спостережень (рис. 3). При цьому задане значення дисперсії оцінки послідовного методу можна отримати при тривалості експерименту, яка приблизно вдвічі менша, ніж у аналогічної класичної схеми.

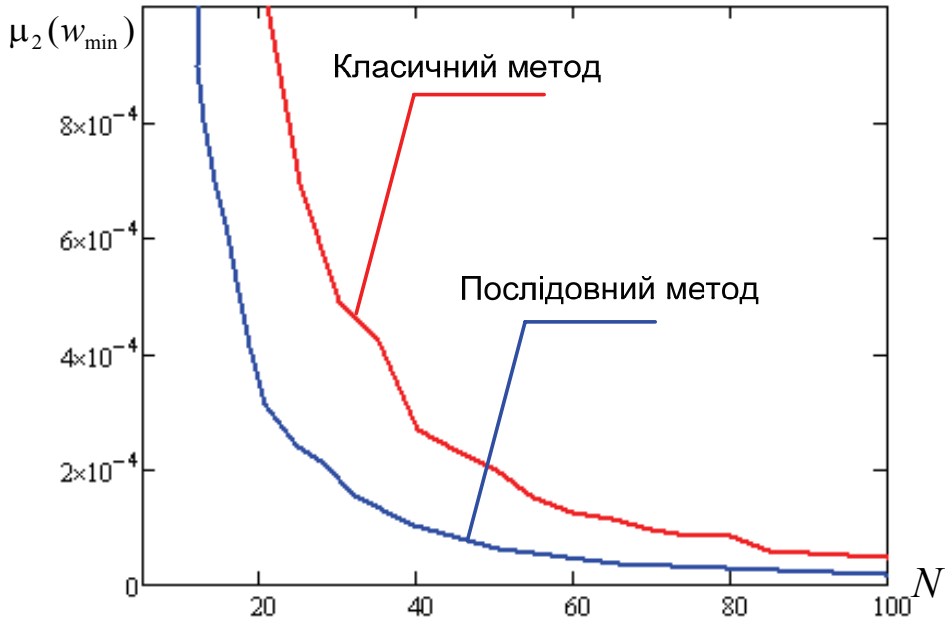


Рис. 3. Порівняння дисперсій оцінки параметру зсуву при однакових тривалостях спостережень класичної та послідовної процедур

Висновки

Отримані результати показують, що послідовні методи оцінювання параметрів зсуву та масштабу щільності розподілу ймовірностей при однакових обсягах тривалості спостережень у порівнянні з відповідними класичними процедурами оцінювання мають менші чисельні значення дисперсій оцінок, або менші тривалості спостережень при однакових рівнях дисперсій оцінок.

Результати досліджень можуть бути використані під час вирішення задач розробки та модернізації систем експлуатації засобів ЗНС, систем моніторингу процесів підприємств, організацій та установ.

Список літератури

1. *Вальд А.* Последовательный анализ. – М.: Физматиздат, 1960. – 328 с.

2. *Де Гроот М.* Оптимальные статистические решения. – М.: Наука, 1974. – 496 с.

3. *Заліський М.Ю., Соломенцев О.В.* Метод послідовного оцінювання параметрів статистичних розподілів // Проблеми інформатизації та управління: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2008. – № 2 (24). – С. 80–85.

4. *Заліський М.Ю., Соломенцев О.В.* Про один метод послідовного оцінювання // Електроніка та системи управління: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2009. – № 1. – С. 26–32.

5. *Заліський М.Ю., Соломенцев О.В.* Послідовний метод оцінювання параметру зсуву щільності розподілу ймовірностей // Електроніка та системи управління: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2009. – № 2. – С. 75–80.

6. *Левин Б.Р.* Теория надёжности радиотехнических систем (математические основы). Учебное пособие для вузов. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.

7. *Надёжность* технических систем: Справочник. // Под ред. Ушакова И.А. – М.: Радио и связь, 1985. – 608 с.

УДК 621.396 (043.2)

О.В. Зуєв, канд. техн. наук, доцент
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛІЗ ПРОЦЕСІВ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ТА РЕАЛІЗАЦІЇ КЕРУЮЧИХ ВПЛИВІВ В СИСТЕМАХ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТУ ЗАСОБІВ РАДІОТЕХНІЧНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ

Запропоновано математичну модель, яка дозволяє дослідити можливі ситуації, що можуть виникати у результаті прийняття рішень та реалізації керуючих впливів в системах технічного обслуговування та ремонту засобів радіотехнічного забезпечення польотів. Результати аналізу можна застосувати для підвищення ефективності функціонування технічного обслуговування та ремонту радіотехнічних систем.

Одним з напрямів оптимізації процесів технічного обслуговування (ТО) радіотехнічних систем (РТС) є оптимізація окремих складових ТО. Основними складовими ТО є:

– контроль технічного стану (ТС) РТС;

– регулювання визначальних параметрів РТС шляхом реалізації керуючих впливів;

– попереджувальна заміна блоків, вузлів, елементів у РТС.

Контроль ТС розглядається як процес отримання і обробки інформації, що встановлює відповідність стану РТС встановленим вимогам та забезпечує прийняття рішень.

У результаті контролю ТС виявляються такі елементи РТС, стан яких може привести до відмови системи в цілому. Здійснюється регулювання, налаштування або заміна таких елементів, таким чином вдається своєчасно запобігти відмови.

Регулювання полягає у реалізації керуючих впливів (КВ) на визначальні параметри (ВП) РТС на підставі отриманої у результаті реалізації операцій контролю інформації про ТС РТС. КВ доцільно здійснювати у разі досягнення ВП меж запобіжних допусків. Метою реалізації КВ є зведення значень регульованих ВП, які контролюються, до номінальних значень [1].

ТС багатьох сучасних засобів радіотехнічного забезпечення польотів (ЗРТЗ) визначається трьохальтернативно: роботоздатність (РС); погіршення стану (ПС); нероботоздатність (НРС). Якщо ВП РТС вийшов за межі експлуатаційних допусків, тоді за результатами контролю ТС РТС формується рішення «погіршення» та реалізуються певні КВ з метою своєчасного запобігання відмов. Якщо за результатами контролю ВП РТС відсутній або вийшов за межі встановлених експлуатаційних допусків, тоді приймається рішення «нероботоздатність» (відмова) РТС за ВП та здійснюється заміна структурного елементу РТС, який відмовив. Модель прийняття рішень та реалізації керуючих впливів в процесі ТО РТС представимо у вигляді імовірнісного графу, показаного на рис.1

У процесі побудови моделі використано такі позначення: P_1, P_2, P_3 – імовірності перебування РТС у станах РС, ПС, НРС; G, F_1, F_2 – безумовні імовірності прийняття правильних рішень про дійсний ТС РТС за результатами контролю ВП; $A_1, A_2, A_3, B_1, B_2, B_3$ – безумовні імовірності прийняття помилкових рішень про дійсний ТС РТС; $\omega_{ij}(i = j)$ – умовні імовірності прийняття правильних рішень; $\omega_{ij}(i \neq j)$ – умовні імовірності прийняття помилкових рішень; H_1 – безумовна імовірність знаходження РТС у РС в результаті прийняття рішень про ТС та реалізації КВ; H_2 – безумовна імовірність знаходження РТС у НРС в результаті прийняття рішень та реалізації КВ; $\eta_i, 1-\eta_i, g_i, 1-g_i$ – умовні (перехідні) імовірності в процесі реалізації КВ.

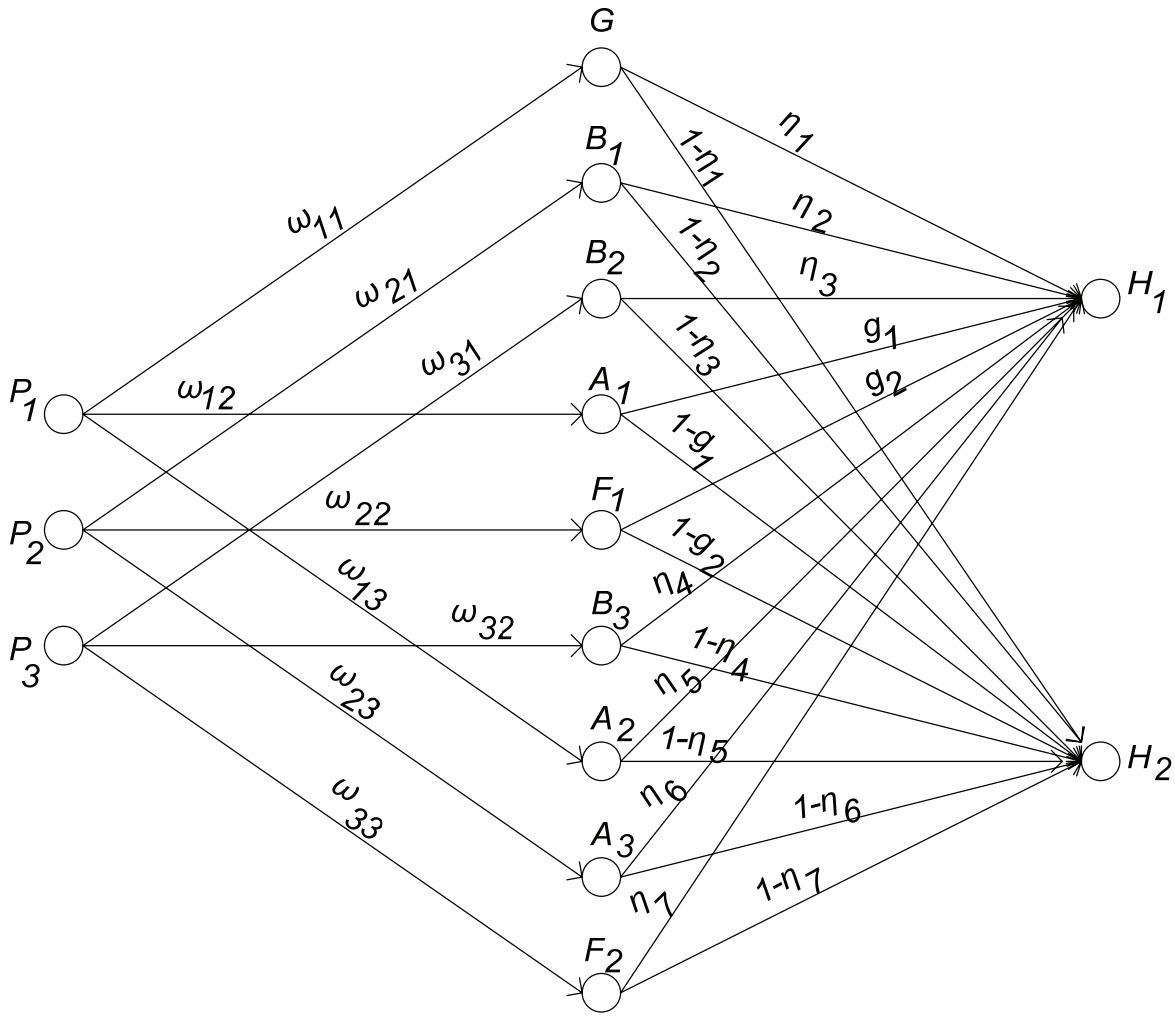


Рис. 1 Модель прийняття рішення та реалізації керуючих впливів в процесі ТО РТС

Розглянемо можливі ситуації, які можуть виникати у процесі прийняття рішень та реалізації КВ:

1. Прийнято вірне рішення про РС з безумовною імовірністю G. КВ не здійснюються. З умовною імовірністю η_1 параметрична відмова не виникає та РТС залишається у РС з імовірністю H_1. З умовною імовірністю $1-\eta_1$ виникає параметрична відмова та РТС потрапить до НРС з імовірністю H_2.

2. З безумовною імовірністю B_1 помилково приймається рішення про РС РТС, яка в дійсності знаходиться у ПС. КВ помилково не здійснюються.
З умовною імовірністю η_2 відбувається самовідновлення РТС за ВП та в результаті РТС опиняється у РС з імовірністю H_2. З умовною імовірністю $1-\eta_2$ виникає параметрична відмова і в результаті РТС зі стану ПС опиняється у НРС з імовірністю H_2. Таким чином виникла ситуація внесення відмови у результаті помилкового рішення про ТС РТС у процесі контролю ВП та подальшого виникнення параметричної відмови. Імовірність цієї події (внесення відмови) $P_{вн1} = \omega_{21}(1-\eta_2)$.

3. З безумовною імовірністю B_2 помилково приймається рішення про РС РТС, яка в дійсності знаходиться у НРС. Заміна відмовившого елементу у РТС не здійснюється. З умовною імовірністю η_3 теоретично можливе відновлення ВП та РТС опиниться у РС з

імовірністю H_1. З умовною імовірністю $1-\eta_3$ самовідновлення РС за ВП не відбувається і РТС залишається у НРС з імовірністю H_2.

4. З безумовною імовірністю A_1 приймається помилкове рішення про ПС РТС, яка в дійсності знаходиться у РС за ВП. КВ здійснюються необґрунтовано, але з умовною імовірністю g_1 реалізуються якісно та РТС залишається у РС з імовірністю H_1. З умовною імовірністю $1-g_2$ КВ здійснюються неякісно і в результаті цих впливів виникає відмова РТС, тобто система переходить до НРС. Таким чином, у результаті помилки при прийнятті рішення про ТС РТС та подальшої реалізації неякісних КВ виникає ситуація внесення відмови з імовірністю $P_{вн\,2} = \omega_{12}(1-g_1)$.

5. З безумовною імовірністю F_1 приймається правильне рішення про ПС РТС. З умовною імовірністю g_2 здійснюються якісні КВ та РТС повертається до РС з імовірністю H_1. Таким чином, правильне прийняття рішення про ТС РТС та обґрунтовані подальші якісні КВ дозволили запобігти відмові з імовірністю $P_{зп} = \omega_{22} \cdot g_2$. Якщо КВ здійснюються неякісно з безумовною імовірністю $1-g_2$, тоді РТС опиняється у НРС з імовірністю H_2. Таким чином, неякісні КВ призвели до переходу РТС зі стану ПС до НРС. Імовірність внесення відмови у такому випадку визначається так: $P_{вн\,3} = \omega_{22}(1-\mathrm{g}_2)$.

6. З безумовною імовірністю B_3 помилково приймається рішення про ПС РТС, яка в дійсності знаходиться у НРС. Заміна відмовившого елементу РТС не здійснюється, а КВ здійснюються необґрунтовано. З умовною імовірністю η_4 відбувається самовідновлення РТС за ВП, а з умовною імовірністю $1-\eta_4$ відновлення РТС не відбувається і система залишається у НРС.

7. З безумовною імовірністю A_2 приймається помилкове рішення про НРС РТС, яка в дійсності знаходиться у РС. З умовною імовірністю η_5 параметрична відмова не виникає, і РТС залишається у РС з імовірністю H_1. У разі виникнення з умовною імовірністю $1-\eta_5$ параметричної відмови РТС опиняється у НРС з імовірністю H_2.

8. З безумовною імовірністю A_3 помилково приймається рішення про НРС РТС, яка в дійсності знаходиться у ПС. КВ необґрунтовано не здійснюються. З умовною імовірністю η_6 відбувається самовідновлення РТС за ВП, а з умовною імовірністю $1-\eta_6$ відновлення не відбувається та РТС залишається у ПС або переходить до ПС.

9. З безумовною імовірністю F_2 приймається вірне рішення про НРС РТС. З умовною імовірністю η_7 відбувається відновлення РТС у результаті заміни відмовившого елементу і система повертається до РС з імовірністю H_1. З умовною імовірністю $1-\eta_7$ відновлення не відбувається та РТС залишається у НРС.

Вірогідності прийняття правильних рішень про РС, ПС та НРС позначимо $Д_{рс}, Д_{пс}, Д_{нрс}$ та згідно з [2] визначимо як відношення імовірності прийняття правильного рішення про ТС РТС до суми ймовірностей всіх можливих прийнятих рішень (правильних та помилкових):

$$
\begin{aligned}
Д_{рс} &= \frac{\mathrm{G}}{\mathrm{G}+\mathrm{B}_1+B_2} = \frac{P_1-A_1-A_2}{P_1-A_1-A_2+B_1+B_2};\\
Д_{пс} &= \frac{\mathrm{F}_1}{\mathrm{F}_1+A_1+B_3} = \frac{P_2-B_1-A_3}{P_2-B_1-A_3+A_1+B_3};\\
Д_{нрс} &= \frac{\mathrm{F}_2}{\mathrm{F}_2+A_2+A_3} = \frac{P_3-B_2-B_3}{P_3-B_2-B_3+A_2+A_3}.
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

Ефективність ТО може бути кількісно визначена за допомогою кількісного критерію [2].

$$Q = \frac{1}{1 - P_{зпв} + P_{внв}} \tag{2}$$

де $P_{зпв}$ – імовірність запобігання відмовам у разі прийняття рішень про ТС РТС та реалізації КВ; $P_{внв}$ – імовірність внесення відмов.

З проведеного ситуативного аналізу випливає

$$P_{зпв} = \omega_{22} g_2 = \frac{F_1}{P_2} \cdot g_2 = \frac{P_2 - B_1 - A_3}{P_2} \cdot g_2;$$

$$P_{внв} = P_{внв1} + P_{внв2} + P_{внв3} = \omega_{21}(1 - \eta_2) + \omega_{12}(1 - g_1) + \omega_{22}(1 - g_2)$$

$$= \frac{B_1}{P_2}(1 - \eta_2) + \frac{A_1}{P_1}(1 - g_1) + \frac{P_2 - B_1 - A_3}{P_2}(1 - g_2).$$

Таким чином, вираз (2) набуває вигляду:

$$Q = \frac{1}{1 - \frac{P_2 - B_1 - A_3}{P_2} \cdot g_2 + \frac{B_1}{P_2}(1 - \eta_2) + \frac{A_1}{P_1}(1 - g_1) + \frac{P_2 - B_1 - A_3}{P_2}(1 - g_2)} \tag{3}$$

Імовірності $P_1, P_2, P_3, A_1, A_2, A_3, B_1, B_2, B_3$ у виразах (1) та (3) можна визначити за методикою[2].

Висновки

Отримані результати ситуативного аналізу прийняття рішень та реалізації КВ в процесах ТО РТС, дозволяють вирішити наступні задачі.

1. Якщо відомі характеристики РТС та засобів контролю її ВП, то отримані математичні вирази можуть бути використані для визначення імовірностей прийняття вірних та помилкових рішень про ТС, відповідних вірогідностей прийняття рішень та ефективності процесів ТО з врахуванням реалізації КВ.

2. Якщо відомі характеристики РТС, то задаючи вимоги до якості процесів контролю та КВ, можливо обґрунтовано визначити точність засобів контролю та межі запобіжних допусків , застосування яких дозволяє найбільш ефективно здійснити ТО певного типу РТС.

Список літератури

1. *Зуєв О.В.* Аналіз ефективності контрольно-регулювальних операцій багатопараметричних наземних радіоелектронних засобів // Вісник НАУ.–2001.–№1.–с.202–206.

2. *Зуєв О.В., Соломенцев О.В.* Критерії оцінювання ефективності у системах менеджменту якості // Електроніка та системи управління.–2008.–№1(15).–с.148–152.

УДК 629.7:621.3

Ш.Ш. Ибраев, д-р техн. наук,
(АО «Академия гражданской авиации», Казахстан)

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ УЧЕБНИКОВ ПО АВИАЦИОННЫМ ДИСЦИПЛИНАМ

Рассмотрено влияние современных тенденций развития гражданской авиации на содержание учебников по авиационным дисциплинам. Изложено авиационное электрооборудование самолетов Airbus A-310, A-320, A-380, Boeing -737, -757, - 787 Dreamliner, Европейские авиационные требования EASA, новая концепция "All electric aircraft" и др.

Главной проблемой авиационной техники и обслуживающего персонала является обеспечение безопасности полетов. Для стабильного функционирования отрасли гражданской авиации необходимы авиаспециалисты самых различных специальностей. При подготовке авиаспециалистов в ВУЗах студентами изучается значительное количество разнообразных специальных авиационных дисциплин. Коренные изменения, произошедшие за последнее время в гражданской авиации, выдвигают на первый план при подготовке авиаспециалистов создание современных учебников для ВУЗов. Без таких учебников невозможно формирование высококвалифицированных авиаспециалистов, способных решать сложные проблемы обеспечения безопасности полетов.

В настоящей работе, на примере дисциплины «Авиационное электрооборудование», рассмотрено влияние современных тенденций развития гражданской авиации на содержание учебника по указанной дисциплине. Важно отметить, что установленные закономерности носят общий характер и они применимы при разработке современных учебников для других авиационных дисциплин.

«Авиационное электрооборудование» является базовой дисциплиной вузовской программы, которая объединяет комплекс оборудования различного принципа действия, обеспечивающий генерирование электрической энергии на борту самолетов и вертолетов, и использование электроэнергии потребителями для решения сложных задач пилотирования и навигации летательных аппаратов.

Авиационное электрооборудование отражает синтез двух прогрессивных направлений в деятельности человека - авиации и электротехники, придающих уникальные качества авиационной технике. На стыке этих передовых отраслей знаний возникают эффективные технические решения. Указанные решения и идеи, реализованные в виде разнообразных устройств, машин и систем, образуют дисциплину «Авиационное электрооборудование».

Дисциплина «Авиационное электрооборудование» в процессе своего развития прошла несколько этапов. Современный период характеризуется появлением ряда объективных принципиальных причин, требующих по-новому взглянуть на структуру и содержание рассматриваемой дисциплины.

Основная причина состоит в том, что действующие учебные программы авиационных ВУЗов уже не соответствуют реальному состоянию развития авиационной техники и необходимому учебно-методическому обеспечению изучаемых специальных дисциплин. В них учебный материал, в частности, излагается в виде двух дисциплин «Авиационное электрооборудование» и «Электрооборудование ЛА», которые изучают самолеты советского производства.

Вместе с тем, анализ современных парков воздушных судов Казахстана и России показывает, что они в основном устарели и у значительного числа летательных аппаратов советского производства истекли назначенные ресурсы. Окончание календарного срока эксплуатации у отмеченных воздушных судов Казахстана наступает в период 2002-2021 годов.

В результате в последние годы в нашей республике, как и Российской Федерации, начали интенсивно эксплуатировать воздушные суда западного производства Airbus, Boeing

и др. Соответственно, назрела актуальная проблема подготовки и переподготовки авиаспециалистов по эксплуатации бортового электрифицированного оборудования новых летательных аппаратов. Поэтому необходимо введение в рабочие учебные программы бакалавриата и магистратуры ВУЗов дополнительного учебного материала по самолетам западных стран.

В предлагаемом учебнике, наряду с обобщением образцов советской и российской авиационной техники, представлен обширный учебный материал по авиационному электрооборудованию современных авиалайнеров западного производства. Выбор типов летательных аппаратов для изучения произведен по результатам анализа состояния современных парков воздушных судов Казахстана и России. Это самолеты Ту-154, Ан-140, Fokker-50, Сухого RRJ95B, Airbus A-310, A-320, A-380, Boeing-737, -757, -787 Dreamliner и др.

В перспективе значение дисциплины «Авиационное электрооборудование» будет неуклонно возрастать. Ярким подтверждением возрастающей роли электрификации воздушных судов являются изложенные в учебнике особенности авиационного электрооборудования новейших авиалайнеров Airbus A-380 и Boeing-787 Dreamliner. Данные воздушные судна поступили в эксплуатацию в 2007 и 2009 годы, и они олицетворяют собой самые передовые достижения мирового самолетостроения. В них, наряду с широким использованием прочных композиционных углеволоконных материалов и титана, высокоэффективных турбовентиляторных авиадвигателей, реализован ряд положений новой концепции «полностью электрического самолета».

В книге сформулирована указанная общепризнанная концепция «полностью электрического самолета», которая является стратегическим планом дальнейшего развития авиационной техники [1]. Ее суть состоит в полной замене на воздушных судах всех традиционных гидравлических и пневматических систем, являющихся весьма громоздкими и недостаточно надежными в эксплуатации, более компактными и эффективными электротехническими устройствами. Такой подход позволяет значительно снизить массу самолета, уменьшить расход топлива и повысить безопасность полетов.

В последние годы ведущие самолетостроительные корпорации заняты интенсивной разработкой и созданием различных новых электроприводов механизации крыла и управления полетом, автономных электротехнических систем кондиционирования воздуха, высокоэффективных электрических тормозных устройств и т.п. Соответственно, на воздушных судах намного возрастает количество электрифицированного оборудования.

Так, на самолете Airbus A-380 большинство систем управления поверхностями механизации крыла приводятся в действие гидравлическими приводами, которые дублируются электрогидростатическими приводами [2].

Электрогидростатические приводы также используются в качестве резервных для перемещения внутренних и внешних секций руля высоты, средних и корневых элеронов (флаперонов). Электромеханические приводы применяются для отклонения предкрылков и стабилизатора. Широкое распространение электроэнергии на самолете позволило отказаться от третьей центральной гидросистемы, что снизило массу самолета на 450 кг.

На авиалайнере применяются два типа систем управления и уборки-выпуска шасси. Это гидравлическая и электрическая системы. Гидравлическая состоит из двух гидросистем с обычными гидравлическими приводами. В свою очередь, электрическая система имеет два электрических контура с электрогидравлическими приводами. Важно отметить, что все эти четыре системы независимы и обеспечивают высокий уровень безопасности полетов. При необходимости самолет Airbus A-380 может, например, продолжить полет и выполнить посадку при полном отказе гидросистемы.

Система высокого оборудования самолета состоит из двух электрических кондиционерных пакетов AGUS и четырех регулировочных клапанов. Эти пакеты производят 62 тонн в час освежающего воздуха. При использовании указанного оборудования на самолете ликвидируется центральная пневматическая система и отпадает необходимость в отборе воздуха от компрессора авиадвигателя. При этом вся энергия

высокоскоростного потока газа, производимого силовой установкой, направляется на создание реактивной тяги самолета.

Для перевода на борту всех видов энергии в электрическую, необходимы мощные самолетные источники электроэнергии. Так, на авиалайнере Airbus A-380 установлены генераторы, единичной мощностью 150, а на Boeing-787 Dreamliner - 250 кВА. Суммарная мощность систем электроснабжения указанных воздушных судов достигает, соответственно, 840 и 1450 кВА. Для сравнения на самолете Ту-154 единичная мощность генератора равна 40, а суммарная мощность системы электроснабжения - 160 кВА. Следовательно, электровооруженность воздушных судов гражданской авиации последнего поколения на порядок превосходит мощность генераторов самолетов советского производства.

Для снижения массы оборудования на новых самолетах напряжение переменного тока увеличилось с 115 до 235 В, а постоянного тока возросло с 28 до 270 В, то есть почти в 10 раз. Рассматривается также возможное достижение напряжения постоянного тока 540 В. На воздушных судах повысилась протяженность самолетной электрической сети. Например, на авиалайнере Airbus A-380 она составляет 530 км. Всесторонняя электрификация летательных аппаратов стала возможной благодаря новейшим достижениям науки и техники, в частности, большим успехом в разработке силовой электроники, создании высокоэффективных магнитных материалов, прогрессу в области микроэлектроники и микропроцессорной техники и др.

Значительные результаты, достигнутые в последние десятилетия в развитии мирового самолетостроения, должны непременно стать достоянием специалистов по эксплуатации авиационной техники. Причем всестороннее обучение следует осуществить в кратчайшие сроки, поскольку своевременность качества подготовки и уровень профессионализма авиаспециалистов непосредственно влияют на безопасность полетов. Следовательно, разработка современных учебников для ВУЗов по авиационной технике имеет неоценимое значение. Целью настоящего учебника «Авиационное электрооборудование» является передача студентам и магистрантам авиационных ВУЗов современной информации по источникам и потребителям электрической энергии воздушных судов для глубокого изучения и грамотного использования в профессиональной деятельности.

Актуальность проблемы подготовки высококвалифицированных инженеров многократного возрастает, поскольку дисциплину «Авиационное электрооборудование» изучают студенты и магистранты практически всех специальностей по эксплуатации авиационной техники – электромеханики, авионики, электрики, прибористы, радисты, механики, пилоты и др., а также слушатели Центра повышения квалификации.

Современный этап развития гражданской авиации Казахстана характеризуется переходом отрасли на Европейские авиационные требования EASA. Поэтому в учебнике представлена информация по Европейским авиационным требованиям, применительно к технической эксплуатации авиационной техники, регламентируемой стандартами Part-145 и Part-66. Внедряемые стандарты определяют общие технические правила и административные процедуры по сохранению летной годности воздушных судов, включая любой узел для установки на летательных аппаратах. Изучение студентами и магистрантами стандартов Part-145 и Part-66 позволит им повысить квалификацию и усвоить основные международные требования, предъявляемые к сертифицирующему персоналу, ответственному за допуск воздушного судна или узла к эксплуатации после технического обслуживания и ремонта.

Следует отметить, что в книге дана информация по основным неисправностям и отказом авиационного электрооборудования и повышению его надежности. Рассмотрение авиационного электрооборудования в рабочих условиях объясняется ключевым положением отмеченных проблем в процессе становления инженеров по технической эксплуатации. Выявление неисправностей и отказов авиационного электрооборудования, разработка мероприятий по их устранению и исключению в будущем является основным содержанием трудовой деятельности авиаспециалистов. Предлагаемые учебные материалы способствуют более рельефному акцентированию фактов, каким образом в рассматриваемой дисциплине решаются проблемы повышения надежности оборудования и обеспечения безопасности

полетов. Как известно, у нас в настоящее время начался повсеместный переход от традиционной системы высшего образования на нелинейную кредитную технологию западного образца. Переход на кредитную технологию обучения потребовал коренную перестройку научно-методических основ и качества изложения учебника «Авиационное электрооборудование». Актуальность таких изменений объясняется тем, что принципиальное отличие нелинейной кредитной системы образования от традиционной, заключается в значительном увеличении до 60% объема самостоятельной работы студентов и магистрантов над учебной и технической литературой. Другое отличие кредитной системы состоит в том, что срок обучения студентов в бакалавриате сокращен с 5 до 4-х лет.

Вместе с тем, стремительное развитие авиационной техники привело к тому, что основной учебный материал по дисциплине «Авиационное электрооборудование» излагается разрозненно, по отдельным учебникам и учебным пособиям, описывающим разные аспекты авиационного электрооборудования. Существуют также исторические причины, поскольку ранее некоторые разделы данной дисциплины рассматривались как самостоятельные дисциплины. Например, в 60-80 годы по учебным планам РКИИГА отдельно изучались дисциплины «Электроснабжение», «Авиационный электропривод», «Свето- и ИК средства ГА», «Высотное оборудование» и «Основы техники безопасности и противопожарной техники». Поэтому объединение в рамках настоящего учебника разрозненного материала по бортовым источникам и потребителями электрической энергии научно обосновано как с точки зрения системности, так и объяснений единых электротехнических причинно-следственных связей, заложенных во всех разделах авиационного электрооборудования.

В учебнике проведен системный отбор обширного учебного материала с целью концентрации для изучения основных научно - технических достижений дисциплины и исключения второстепенного материала. При изложении учебного материала особое внимание уделялось обеспечению четкости и доступности изучаемого материала для обучаемых. Учитывалось также существенное воздействие на степень усвоения знаний студентами и магистрантами задач классификаций и логической последовательности изложения.

Проблема освоения летательных аппаратов западного производства вызвала необходимость согласования традиционных форм образования и зарубежных стандартов и методик.

Следует напомнить, что техническая документация по самолетам западного производства и их техническая эксплуатация производится исключительно на профессиональном английском языке. Соответственно, эксплуатация современных самолетов Airbus, Boeing и др. требует от специалистов глубокие знания профессионального английского языка. Учитывая актуальность данной проблемы и ее сложность для русскоязычных студентов и магистрантов, нами предложено по-новому подавать изучаемый учебный материал, представленный на английском языке.

Суть такого обучения состоит в одновременном изучении текста на английском языке и его перевода на русском языке. Для этого в учебнике сохранены оригинальные обозначения в графических материалах на английском языке. Одновременно технический текст на русском языке сопровождается повтором указанных обозначений на английском языке. Причем, поскольку оригинальные обозначения на английском языке несут главную смысловую нагрузку, то они выделены более крупным шрифтом.

В результате учебный процесс максимального приближается к условиям реальной технической эксплуатации авиационной техники западного производства. Важно, что в данном случае исключается вероятность неправильной трактовки изучаемого ответственного материала, так как любой перевод вносит определенный субъективизм. Для обучающихся процесс познания превращается в эффективную практику углубленного освоения профессионального английского языка.

Отличительной особенностью доступного учебного материала по самолетам западного производства на английском языке является недостаточная глубина описаний содержания и принципа работы оборудования, а также происходящих в нем физических процессов. Для

восполнения указанных пробелов, в учебнике отмеченные разделы рассмотрены на примерах самолетов советского производства. Достоверность вынужденного подхода оправдана тем, что в основном авиационное электрооборудование воздушных судов советского и западного производств достаточно близки между собой.

Содержание учебника соответствует учебной нагрузке, равной 6 кредитам. Книга состоит из 4 разделов и 28 глав. Первый раздел посвящен источникам электрической энергии воздушных судов. Во втором разделе представлены системы электроснабжения летательных аппаратов. В третьем разделе изложены потребители электрической энергии самолетов. Четвертый раздел содержит информацию по технической эксплуатации авиационного электрооборудования.

Главы учебника в основном начинаются стандартно, с рассмотрения назначения и классификаций авиационного электрооборудования. Затем следуют конструкции, электрические схемы и принцип действия оборудования. Приводятся также основные технические данные и особенности устройств. Изучение глав завершаются рассмотрением авиационного электрооборудования современных самолетов Airbus A-320 [3] либо Boeing-757 [4].

В главе 28 рассмотрены перспективы развития авиационной техники. В ней изложены концепция «полностью электрического самолета» и авиационное электрооборудование самолетов Airbus A-380 и Boeing-787 Dreamliner.

Учебник написан на основе лекций, прочитанных автором студентам и магистрантам Академии ГА, в период 1998-2011 годы по дисциплинам «Авиационное электрооборудование» и «Современные научные проблемы эксплуатации авиационной техники и технологии с учетом требований Европейских стандартов».

Учебник соответствует действующим нормативным документам ГОСО РК 3.08.340 – 2006 по специальности 5В 071400 «Авиационная техника и технологии», требованиям нелинейной кредитной технологии высшего образования РК и Европейских авиационных требований EASA.

Книга предназначена для студентов и магистрантов по эксплуатации авиационной техники, преподавателей и инженерно-технического персонала авиационных предприятий.

В настоящее время создан электронный вариант и подготовлен макет учебника для ВУЗов «Авиационное электрооборудование», объемом 30 п.л. Учебник иллюстрирован 158 рисунками и 4 таблицами. Список рекомендованной литературы включает 21 наименований.

Таким образом, дисциплина «Авиационное электрооборудование» вносит основополагающий вклад в решение главной проблемы авиационной техники и обслуживающего персонала – обеспечение безопасности полетов.

Выводы

Современные учебники для ВУЗов по авиационным дисциплинам должны отражать новые тенденции в развитии гражданской авиации. Это устаревание парка воздушных судов советского производства, начало эксплуатации на постсоветском пространстве самолетов западного производства Airbus и Boeing, переход отрасли на Европейские авиационные требования EASA, внедрение нелинейной кредитной технологии высшего образования и т.д. При освоении русскоязычными студентами и магистрантами авиационной техники западного производства рекомендуется одновременное изучение текста на английском языке и его перевода на русском языке.

Список литературы

1. *Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В.* Полностью электрический самолет. Современное состояние и перспективы развития. Авиапанорама, 2009. – с.14-17.

2. *Airplane Characteristics Airbus A-380.* Airbus S.A.S., 2005. – 424 p.

3. *Aircraft Maintenance Manual A-319/A-320.* France. – 2004.

4. *Maintenance Manual Boeing – 757 – 200.* Boeing Company. – 2002.

УДК 629.7:621.3

Ш.Ш. Ибраев, д-р техн. наук,
(АО «Академия гражданской авиации», Казахстан)

ОСНОВНОЕ ПРОТИВОРЕЧИЕ СТРАТЕГИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И ЕЕ РЕАЛИЗАЦИИ

Основным противоречием стратегии развития авиационной техники и ее реализации является тотальная электрификация вновь создаваемых воздушных судов и прекращение подготовки авиаспециалистов – электриков. Для преодоления этого противоречия рекомендуется проводить регулируемый набор студентов по специальностям, обучающихся на государственных грантах.

Авиационная техника в процессе своего развития прошла несколько этапов. Соответственно, видоизменялись и условия ее оптимальной реализации, в частности, корректировался перечень авиационных специальностей по технической эксплуатации самолетов и вертолетов.

В современных условиях в развитии авиационной техники можно выделить следующие три этапа:

- самолеты советского производства;
- современные воздушные судна западных стран;
- летательные аппараты будущего производства;

Для технической эксплуатации самолетов советского производства необходимы авиаспециалисты: механики, электрики, прибористы и радисты. В свою очередь, техническая эксплуатация современных самолетов западного производства, в соответствии с Европейскими авиационными требованиями EASA, сведена к категориям сертифицирующего персонала B1 (механики) и B2 (авионики). Причем в специальности авионików объединены специальности электриков, прибористов и радистов.

Однозначный ответ на вопрос какими будут пассажирские самолеты будущего производства дают, разработанные в последнее время новейшие авиалайнеры. Это, созданный в 2007 г. самолет Airbus A-380 и в 2009 г. - Boeing-787 Dreamliner. Из анализа указанных авиалайнеров видно, что главными направлениями стратегии развития самолетов гражданской авиации в будущем являются:

- использование прочных композиционных углеволоконных материалов и титана;
- создание высокоэкономичных турбовентиляторных авиадвигателей нового поколения;
- внедрение основных положений новой концепции «полностью электрического самолета».

Концепция «полностью электрического самолета» ПЭС была выдвинута в конце 1970 годов ведущими самолетостроительными производителями, когда они осознали грядущие перемены, вызываемые истощением мировых запасов нефти и безальтернативной необходимостью создания летательных аппаратов с минимальным расходом дефицитного авиационного топлива. Данная концепция получила название «All electric aircraft» [1].

Актуальность новой концепции ПЭС объясняется следующими причинами.

На самолетах используются традиционно три вторичные энергетические системы. К ним относятся система электроснабжения, гидравлическая и пневматическая системы. Однако в современных условиях применение двух последних систем не является оптимальным. Существующие традиционные гидравлические и пневматические системы имеют значительную массу и габариты, потребляют большое количество топлива и являются недостаточно надежными в эксплуатации.

Новая концепция «полностью электрического самолета» предусматривает переход во вновь создаваемых воздушных судах на полностью электрифицированное оборудование.

Под термином «полностью электрическим самолетом» понимается летательный аппарат с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей все энергетические потребности воздушного судна.

На рис.1. показаны системы «полностью электрического самолета». Как видно из рисунка, практически все системы «полностью электрического самолета» электрифицированы.

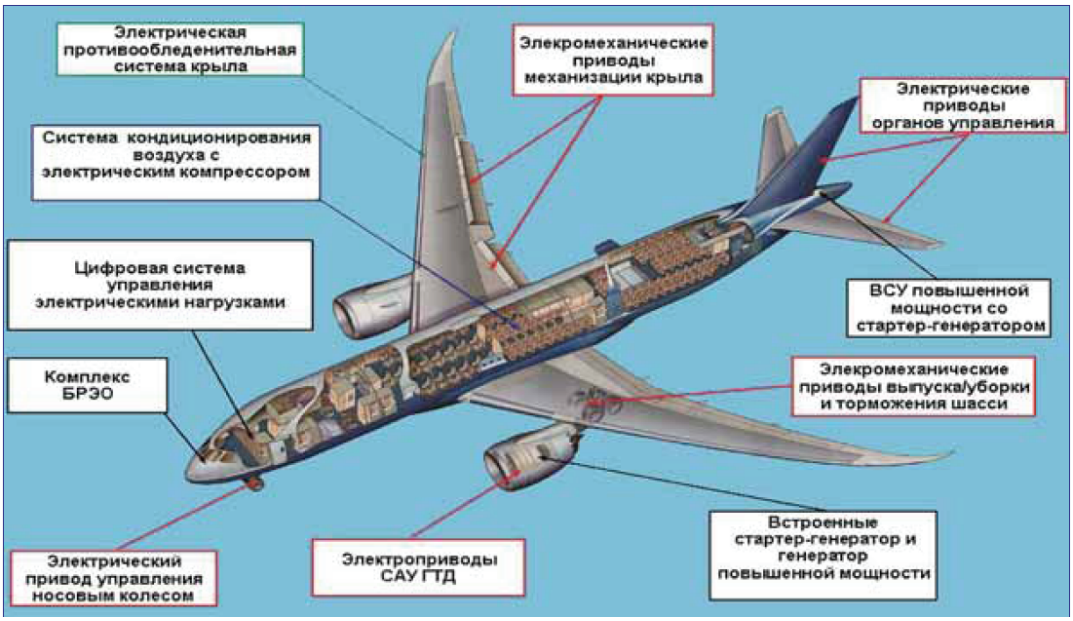


Рис.1. Системы «полностью электрического самолета»

Так, например, на самолете Boeing-787 Dreamliner [2], впервые на коммерческих воздушных судах, вместо гидравлических тормозов применены тормоза с электрическим приводом. Электрические тормоза реализованы на 2 передних и 8 основных колесах в 8 тормозных системах. Каждая тормозная система управляется устройством ERAC, который выполнен в виде электронного блока. Исключение гидравлики, наряду со снижением массы оборудования, устраняет серьезные проблемы, вызванные последствиями утечки гидравлической жидкости - ликвидируются пожароопасные ситуации. Значительно упрощаются также операции сборки и наладки оборудования.

Существенное снижение массы оборудования обеспечивает замена пневматической системы запуска авиадвигателей электрической системой. Для реализации запуска авиадвигателей применена единая электрическая машина-стартер-генератор. Это устройство исключает громоздкий пневматический стартер, обеспечивает на борту дополнительный резерв электроэнергии и повышает надежность работы системы запуска.

Широкое распространение композиционных материалов на данном самолете потребовало внесение существенных изменений в традиционные схемы прокладки электрической сети и учет влияния электромагнитных наводок. Причинами этих наводок является отсутствие металлических деталей, работающих в качестве защитных клеток Фарадея.

Реализация ряда положений новой концепции ПЭС, наряду с применением прочных композиционных материалов и высокоэффективных турбовентиляторных авиадвигателей, позволили снизить массу самолета Boeing -787 Dreamliner на 45 тонн по сравнению с конкурентом Airbus A-330-200 с 180 до 135 тонн. Потребление топлива на самолете уменьшено на 20%. Количество вредных выбросов в окружающую среду сокращено также на 20%. Затраты в расчете на пассажиромилю снижены на 10%, а прогнозируемый размер экономии затрат на техническое обслуживание составляет 30%.

В настоящее время новая концепция «полностью электрического самолета» является стратегическим планом развития мирового самолетостроения на длительную перспективу. Ярким подтверждением общепризнанности концепции ПЭС являются заявки на приобретение самолета Boeing -787 Dreamliner. На 1 сентября 2009 года, несмотря на достаточно высокую стоимость летательного аппарата, которая достигает 205 млн. долларов США, поступили заявки на приобретение 780 самолетов Boeing-787 Dreamliner. Такая востребованность воздушных судов нового поколения является рекордом по конкурентоспособности в современном самолетостроении. Поэтому самолет Boeing -787 получил название Dreamliner – «Лайнер мечты».

Отсюда логично вытекает важный принципиальный вопрос – какими силами может быть оптимально реализована стратегия развития авиационной техники на длительную перспективу и ее техническая эксплуатация? Сейчас это сертифицирующий персонал категории B1 (механики), B2 (авионики) и электромеханики. Для реализации современной концепции ПЭС остаются лишь специалисты категории B2 (авионики) и электромеханики.

Однако данных авиаспециалистов отличает широкая универсальность их подготовки. Многолетний опыт преподавательской работы со студентами в ВУЗе показывает, что указанным студентам, при их широкой универсальности подготовки, невозможно глубоко овладеть электротехнической специальностью. Такой результат вполне закономерен, поскольку, например, в бакалавриате из 4-х лет обучения авионики первые два года изучают общеобразовательные дисциплины. Еще полгода занимают госэкзамены и защита дипломных работ. За оставшиеся полтора года эти студенты изучают три сложнейшие специальности: авиационное электрооборудование, приборное оборудование и радиоэлектронное оборудование самолетов. Следовательно, авионики конкретно изучают специальные электротехнические дисциплины всего 1 семестр, то есть 15 недель. Аналогичные затруднения вызывает использование бакалавров электромехаников для эксплуатации будущих пассажирских самолетов.

Здесь возникает основное противоречие стратегии развития авиационной техники на длительную перспективу и ее реализации. Спрашивается, как бакалавры авионики и электромеханики смогут эффективно эксплуатировать, например, самолет Airbus A-380, у которого одна самолетная электрическая сеть составляет 530 км и только в кабине экипажа установлено 100000 проводов и 40300 соединительных проводов? Ответ однозначный - не эффективно.

Если для современных самолетов западного производства, например, Airbus A-320 и Boeing-757, широкая универсальность подготовки авиаспециалистов по технической эксплуатации авионików и электромехаников вполне приемлема, то для стратегии развития авиационной техники на длительную перспективу, основанной на новой концепции «полностью электрического самолета», необходимы авиаспециалисты более узкой электротехнической специальности – электрики. Они, в силу своей более узкой специализации, чем специалисты других широких авиационных специальностей, могут грамотно обслуживать новейшие электрифицированные и будущие летательные аппараты и обеспечить требуемый высокий уровень безопасности полетов. Высокий уровень безопасности полетов, например, для авиалайнера Airbus A-380-900 диктуется наличием на борту самолета 960 пассажиров и значительной стоимостью воздушного судна равной 327,4 млн. долларов США.

Вместе с тем, распад СССР и образование суверенного Казахстана оказал существенное влияние на формирование многих специальностей высшей школы. За последние десятилетия произошло неоднократное изменение классификатора специальностей высшего образования РК. Основной закономерностью новых редакций классификатора специальностей является все большее расширение и укрупнение специальностей. Данный естественный процесс обусловлен небольшим масштабом нашей страны по сравнению с необъятным Союзом.

Динамику изменения процесса формирования специальностей высшего образования, наглядно иллюстрируют две специальности авиационных электриков. Это специальности

советского периода «Техническая эксплуатация бортовых электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов» и «Техническая эксплуатация электрифицированных комплексов аэропортов».

В первый редакции классификатора РК специальности авиационных электриков, согласно ГОСО РК 3.07.119-2001, были преобразованы в специальность 330740 «Электрооборудование транспортных средств». По данной специальности готовились инженеры - электрики для морского и речного транспорта, а также гражданской авиации.

Вторая редакция классификатора еще больше расширила электротехническую специальность и усугубила положение. По ГОСО РК 3.08.344-2006 подготовку бакалавров электроэнергетики начали осуществлять по специальности 050718 «Электроэнергетика». Предметами профессиональной деятельности по указанной специальности стали уже 13 бывших специальностей электротехнической направленности. К ним относятся электрические станции и подстанции, электроснабжение предприятий различных отраслей промышленности, электрификация и автоматизация сельскохозяйственного производства, нетрадиционные и возобновляемые источники энергии, электрооборудование транспортных средств и т.д.

Большое расширение специальности 050718 «Электроэнергетика» привело к тому, что обязательный компонент ГОСО стал существенно перегружен обширным учебным материалом, охватывающим значительное количество оборудования формально общего для всех 13 бывших электротехнических специальностей.

Так, например, по анализируемой специальности студенты изучают две дисциплины «Электроэнергетика» и «Электромеханика и электротехническое оборудование», суммарным объемом 10 кредитов.

В результате авиаспециалисты – электрики вынуждены в течение 450 часов учебного времени осваивать несвойственное для авиации оборудование, которое практически не применяется в их профессиональной деятельности. Причем это происходит на фоне, когда срок обучения студентов в бакалавриате дневного обучения сокращен с 5 до 4-х лет, а почти половина срока обучения отводится на изучение общеобразовательных дисциплин. Тем более сейчас, в условиях перехода отрасли гражданской авиации от эксплуатации устаревших самолетов советского производства, к обслуживанию на профессиональном английском языке новейших воздушных судов западного производства Airbus, Boeing и др.

Поэтому в современных условиях такая неэффективная трата 450 часов дефицитного учебного времени нерациональна. Студенты за время обучения не успевают получить глубокие базовые знания по авиационному электрооборудованию в достаточном объеме, что снижает качество их подготовки и отрицательно влияет на безопасность полетов.

Другой серьезной проблемой, вызванной расширением специальности 050718 «Электроэнергетика», является сокращение количества подготовки авиаспециалистов. Если в 2000-2007 годы число выпускников Академии ГА по специальностям до реформированного ГОСО составляло 40-50 человек в год, то в 2008-2009 годах, с введением специальности «Электроэнергетика», их количество снизилось до 4-5 выпускников в год, то есть уменьшилось в 10 раз. Особенно тревожным является тот факт, что выпуск авиаспециалистов электриков по специальности техническая эксплуатация электро-светосигнального оборудования аэропортов, начиная с 2008 года, вообще, прекратился.

Одной из возможных причин сокращения выпуска авиаспециалистов - электриков стала утеря авиационной направленности в названии специальности 050718 «Электроэнергетика». Это снизило престижность и конкурентоспособность данной специальности для абитуриентов. В результате уменьшился набор первокурсников.

Вместе с тем, авиаспециалисты - электрики являются наиболее востребованными работниками при технической эксплуатации авиационной техники. Общий объем трудозатрат при техническом обслуживании электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов достигает 40-45% и выше. Для будущих самолетов, с учетом новой концепции «полностью электрического самолета», эта цифра

повысится до 50-55%. При этом бортовые специальности авионików и электромехаников не решают проблем технической эксплуатации электро-светосигнального оборудования аэропортов.

Актуальность подготовки специалистов по электро-светосигнальному оборудованию аэропортов объясняется их значительным вкладом в дело обеспечения безопасности полетов. Как известно, наибольшее число летных происшествий происходит на этапах взлета и посадки воздушных судов в аэропортах. Особенно это опасно при полетах ночью и плохой видимости. К тому же, в настоящее время, в связи с расширением сети действующих аэропортов в РК, наблюдается дефицит квалифицированных специалистов по электро-светосигнальному оборудованию аэропортов.

С целью повышения безопасности полетов, путем улучшения качества подготовки квалифицированных авиаспециалистов - электриков, нами обоснована и внедрена в учебный процесс новая авиационная специальность электриков «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов и аэропортов». Она обсуждена на заседании кафедры №40 «Авиационное оборудование и обслуживание воздушного движения». (Протокол №2 от 25.09.07г.) и утверждена Ученым Советом Академии ГА.

С 2008 года в Академии ГА, в рамках специальности 5В 071400 «Авиационная техника и технологии», объявлен набор студентов по новой образовательной программе электриков.

По специальности электриков нами разработан рабочий учебный план бакалавриата сроком обучения 4 года. В нем исключены несвойственные для авиационных ВУЗов дисциплины «Электроэнергетика» и «Электромеханика и электротехническое оборудование», общим объемом 450 часов. Вместо них добавлены ряд спецдисциплин по электро-приборному оборудованию самолетов, в том числе, на профессиональном английском языке, а также по электро-светосигнальному оборудованию аэропортов. Внесение изменений в рабочий учебный план электриков способствуют улучшению качества подготовки авиаспециалистов и положительно влияют на безопасность полетов.

Возвращение в название специальности электриков авиационной направленности восстановит ее конкурентоспособность и привлекательность для абитуриентов. Подготовка квалифицированных специалистов по технической эксплуатации электро-светосигнального оборудования аэропортов повысит безопасность полетов за счет сокращения летных происшествий на этапах взлета и посадки самолетов в аэропортах.

Вместе с тем, как показывает существующая практика набора студентов и магистрантов в Академии ГА, их набор по специальностям осуществляется по желанию абитуриентов. Несоответствие между наличием реальных вакантных мест по специальностям отрасли гражданской авиации и конкретным количеством выпускников по различным специальностям Академии ГА приводит к ежегодному перепроизводству одних специалистов, тогда как по другим специальностям ощущается их острая нехватка. С каждым годом такой перекос все более нарастает, углубляется и расширятся.

Как следствие, часть выпускников по окончанию ВУЗа не находят работу по авиационной специальности и уходят из авиации, вынужденные осваивать другие не авиационные специальности. Соответственно, государственные денежные средства, предназначенные для развития отрасли гражданской авиации РК и истраченные на обучение авиационных специалистов, расходуются бесполезно.

Такой результат вполне прогнозируем, поскольку ни абитуриенты, ни их родители не могут и не обязаны знать потребности отрасли гражданской авиации в специалистах, а тем более, стратегию развития авиационной техники на длительную перспективу. Эти проблемы составляют компетенцию авиационных ВУЗов и являются их прямой обязанностью.

Таким образом, основным противоречием стратегии развития авиационной техники и ее реализации, является тотальная электрификация вновь создаваемых воздушных судов и прекращение подготовки авиаспециалистов электриков по технической эксплуатации, способных обеспечить необходимый уровень безопасности полетов.

Для преодоления столь серьезного противоречия, по нашему мнению, авиационным ВУЗам следует проводить регулируемый набор студентов по специальностям, обучающихся на государственных грантах. Правовым основанием для регулируемого набора студентов является факт, что оплата за их обучение производится за государственный счет. Поэтому совершенно недопустимо нецелевое использование государственных средств.

Что же касается набора студентов с обучением на платный основе, то для них целесообразно сохранить существующий порядок выбора специальностей по желанию абитуриентов. Соответственно, и риски, связанные с трудоустройством таких выпускников ВУЗа, ложатся на плечи оплатившей учебу стороны.

Регулируемый набор студентов по авиационным специальностям, обучающихся по государственным грантам, должен исходить из обоснованных потребностей отрасли гражданской авиации в необходимых авиаспециалистах. Сейчас уже очевидно, что основой регулируемого набора студентов является общепризнанная стратегия развития авиационной техники на длительную перспективу, в свете новой концепции «полностью электрического самолета». Данная концепция диктует необходимость набора студентов электриков, прием которых в настоящее время прекращен. Это особо актуально, поскольку только специалистам узкой электротехнической специализации под силу грамотно эксплуатировать сложное, наукоемкое электротехническое оборудование новейших электрифицированных авиалайнеров Airbus A-380, Boeing-787 Dreamliner и других, вновь создаваемых летательных аппаратов.

Реализация регулируемого набора студентов, обучающихся на государственных грантах, даст тройной положительный эффект. Во-первых, за счет узкой электротехнической специализации авиаспециалистов – электриков, повысит безопасность полетов новейших электрифицированных и будущих пассажирских самолетов. Во-вторых, сократит перерасход государственных денежных средств на обучение студентов, из-за снижения оттока выпускников авиационных ВУЗов из авиации. В третьих, для выпускников Академии ГА позволит найти работу по полученной специальности, без дополнительного переучивания на другие не авиационные специальности.

Следовательно, регулируемый набор студентов по специальностям в авиационные ВУЗы, позволит преодолеть основное противоречие стратегии развития авиационной техники и ее реализации, а так же обеспечит значительный экономический эффект как для государственного бюджета, так и выпускников авиационных ВУЗов.

Выводы

При технической эксплуатации авиационной техники, для обеспечения безопасности полетов необходимо учитывать уровень электровооруженности летательных аппаратов. Для технической эксплуатации воздушных судов невысокой (160 кВА) и средней (270 кВА) электровооруженности достаточно квалификации авиаспециалистов категории В2 (авионików) и электромехаников. При технической эксплуатации новейших самолетов высокой (840-1450 кВА и выше) электровооруженности, созданных с учетом новой концепции «полностью электрического самолета», необходимы авиаспециалисты узкой электротехнической специализации – электрики. Однако в настоящее время выпуск авиаспециалистов – электриков в Академии ГА прекращен. Для выпуска авиаспециалистов – электриков рекомендуется осуществлять регулируемый набор студентов в авиационные ВУЗы, обучающихся на государственных грантах.

Список литературы

1. *Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В.* Полностью электрический самолет. Современное состояние и перспективы развития. Авиапанорама, 2009. – с.14-17.

2. *Sinnett M.* 787 No-Bleed Systems. www.boeing.com /commercial/ Aeromagazine, 2009. – 6 p.

УДК: 681.518.3

А.И. Олейник, канд. техн. наук,
(Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Россия)

МЕТОДИКА ТОЧНОГО ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Рассматривается новый подход к точному определению высотно-скоростных параметров полета самолета на произвольных углах атаки и скольжения. Новый метод предполагает измерение поля давлений самолета с помощью многодырочных приемников давлений и обработку полученной информации оптимальными алгоритмами на основе разработанной математической модели давлений.

Первичной информацией для вычисления высотно-скоростных параметров (ВСП) полета самолета являются аэрометрические параметры полета: статическое $P_{\text{СТ}}$ и полное $P_{\text{П}}$ давления, углы атаки α и скольжения β. От точности их определения зависит точность вычисления ВСП. Традиционно статическое и полное давления определяются с помощью приемников воздушных давлений (ПВД), а углы атаки и скольжения соответствующими датчиками. Такому способу определения первичной информации присущи погрешности, свойственные барометрическому методу: аэродинамические погрешности, отклонение параметров атмосферы от стандартных, неточность ввода заданного давления, динамические погрешности [1]. Указанные недостатки существующего подхода обуславливают значительные погрешности вычисления ВСП на борту летательного аппарата (ЛА).

Переход к полетам самолета на больших углах атаки и скольжения, невозможность использовать выносную штангу для размещения ПВД из-за ее деформации и снижения эффективности радиооборудования, повышенные требования к точности и отказобезопасности требуют основательного пересмотра всей концепции измерения ВСП на борту ЛА.

В данной работе рассмотрен новый подход к определению истинных значений аэрометрических параметров полета, основанный на измерении поля давлений ЛА. Давление в i-й точке поля является функцией значений аэрометрических параметров. Для измерения давлений применяются многоточечные ПВД (рис.1), где 1, 2, 3, 4, 5, 6 – номера приемных отверстий.

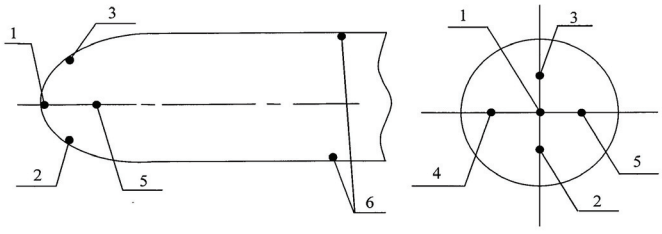


Рис. 1. Многоточечный универсальный ПВД

Наиболее целесообразно применять не менее четырех ПВД, размещенных на передней части фюзеляжа, чтобы приемники находились в менее возмущенном потоке воздуха.

Модель давлений в приемных отверстиях ПВД разработана на основании теории обтекания тела известной геометрической формы идеальной жидкостью [2]. Давление в приемном отверстии ПВД является функцией местных значений статического $P_{\text{СТ}_\text{М}}$ и полного $P_{\text{П}_\text{М}}$ давлений, местных аэрометрических углов $\alpha_\text{М}, \beta_\text{М}$, зависящих от расположения ПВД на борту ЛА:

$$P_{ij} = P_{\text{П}_{\text{М}j}}\left(1 - F_{ij}\right) + P_{\text{СТ}_{\text{М}j}} F_{ij}, \qquad (1)$$

где P_{ij} – давление в «i»-м отверстии «j»-го ПВД, $i = \overline{1,6}$, $j = \overline{1,4}$;

$$F_{ij} = B_{ij}^1 \cos^2 б_{Mj} \cos^2 \beta_{Mj} + B_{ij}^2 \sin^2 \alpha_{Mj} \cos^2 \beta_{Mj} + B_{ij}^3 \sin^2 \beta_{Mj} +$$
$$+ B_{ij}^4 \sin \alpha_{Mj} \cos \alpha_{Mj} \cos^2 \beta_{Mj} + B_{ij}^5 \cos \alpha_{Mj} \sin \beta_{Mj} \cos \beta_{Mj} + B_{ij}^6 \sin \alpha_{Mj} \sin \beta_{Mj} \cos \beta_{Mj}$$ -

координатная функция, конкретный вид которой определяется типом ПВД и координатами расположения отверстий на насадке приемника.

Так называемые «местные» значения углов атаки и скольжения, статического и полного давлений обусловлены тем, что ПВД находится в возмущенном потоке.

Таким образом, задача определения истинных значений аэрометрических параметров полета ЛА состоит из двух этапов. На первом этапе по измеренным значениям давлений в приемных отверстиях ПВД определяются местные значения статического $P_{СТ_М}$ и полного $P_{П_М}$ давлений, аэрометрических углов $б_М, в_М$. Второй этап связан с пересчетом местных значений параметров потока в истинные значения аэрометрических параметров.

Для вычисления местных значений $P_{П_М}, P_{СТ_М}, б_М, в_М$ необходимо знать минимум четыре значения давлений. С учетом дискретного характера измерений совокупность уравнений (1) в векторной форме можно представить в виде:

$$\mathbf{Z}(t_k) = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t_k)] + \vartheta(t_k), \qquad (2)$$

где $\mathbf{x}^T(t) = (P_{П_М}, P_{СТ_М}, б_М, в_М)$– вектор искомых переменных; $\mathbf{h}[\mathbf{x}(t_k)]$ - векторозначная функция; $\mathbf{Z}(t_k) = [Z_i(t_k)], i = \overline{1,4},\ k = 1,2,3...$ - вектор измерений;

$Z_i(t_k) = P_i(t_k) = P_{П_М}(t_k)[1 - F_i(t_k)] + P_{СТ_М}(t_k) F_i(t_k) + \vartheta_i(t_k)$ - значение давления на выходе датчика, соединенного с i-м приемным отверстием ПВД (1); $F_i(t_k) = f(\alpha_М, \beta_М, B_i)$ - координатная функция (1); $\vec{\vartheta}(t_k)$ - случайный вектор ошибок измерения типа «белого» шума.

Детальный учет всех факторов показал, что реальный процесс можно аппроксимировать дифференциальным уравнением вида:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{o}_x(t), \qquad (3)$$

где $\mathbf{x}^T(t) = (P_{П_М}, P_{СТ_М}, б_М, в_М)$ - вектор фазовых координат; $\vec{\mathbf{o}}_x^T(t) = (\xi_{П_М}, \xi_{СТ_М}, \xi_б, \xi_в)$ - вектор возмущений, воздействующих на объект, представляющий собой случайный процесс, распределенный по нормальному закону с параметрами:

$$\mathbf{M}[\xi_x(t_i)] = 0;\ \mathbf{M}[\xi_x(t_i),\ \xi_x^T(t_j)] = \mathbf{Q}_x(t_j)\delta(t_i - t_j),$$

где $\mathbf{Q}_x = (\xi_{P_П}, \xi_{P_{СТ}}, \xi_\alpha, \xi_\beta)$ - матрица погрешностей оценок.

Учитывая дискретный и случайный характер ошибок измерения давлений (2) для вычисления местных значений аэрометрических параметров наиболее целесообразно использовать методы оптимального статистического оценивания [3].

Задачу определения оценок местных значений аэрометрических параметров сформулируем в виде задачи оптимального оценивания. Требуется по наблюдениям в дискретные моменты времени $z(t_1), z(t_2), ...$ найти оценку вектора $\mathbf{x}(t)$. При этом полагаем, что начальное состояние системы определяется нормальным случайным вектором $\mathbf{x}(t_0) \in \mathbf{N}(\bar{\mathbf{x}}_0, \mathbf{P}_0)$, где $\bar{\mathbf{x}}_0, \mathbf{P}_0$ – априорное математическое ожидание и корреляционная матрица вектора $\mathbf{x}(t_0)$.

В соответствии с [3] и с учетом (2) и (3) дискретный алгоритм вычисления оценки вектора $\mathbf{x}(t)$ определяется совокупностью рекуррентных уравнений.

Алгоритм второго этапа должен обеспечить пересчет, полученных на первом этапе местных значений аэрометрических параметров, в истинные значения.

В основе алгоритма связь местных значений аэрометрических углов $\alpha_М, \beta_М$ и воздушной скорости $V_М$ с истинными значениями воздушной скорости полета V, углов атаки α и скольжения β [2]. Известными величинами являются $V_М$, $\alpha_М, \beta_М$. Значение

местной воздушной скорости $V_{\text{М}}$ определяются как функция местного статического $P_{\text{СТ}_{\text{М}}}$ и местного динамического давлений $P_{\text{Д}_{\text{М}}}$ по известным гипсометрическим формулам [1].

С учетом направляющих косинусов и влияния вращения самолета на значение суммарной местной воздушной скорости $V_{\text{М}}$ при нулевом балансировочном положении переднего горизонтального оперения, связь между параметрами определяется следующими выражениями [3]:

$$\begin{aligned} V_{\text{М}_x} &= V_{\text{М}} \cos\alpha_{\text{М}} \cos\beta_{\text{М}} + \omega_y z - \omega_z y = V\left(A_{11}\cos\alpha\cos\beta - A_{12}\sin\alpha\cos\beta + A_{13}\sin\beta\right), \\ V_{\text{М}_y} &= -V_{\text{М}} \sin\alpha_{\text{М}} \cos\beta_{\text{М}} + \omega_z x - \omega_x z = V\left(A_{21}\cos\alpha\cos\beta - A_{22}\sin\alpha\cos\beta + A_{23}\sin\beta\right), \\ V_{\text{М}_z} &= V_{\text{М}} \sin\beta_{\text{М}} + \omega_x y - \omega_y x = V\left(A_{31}\cos\alpha\cos\beta - A_{32}\sin\alpha\cos\beta + A_{33}\sin\beta\right), \end{aligned} \quad (4)$$

где $V_{\text{М}_x}$, $V_{\text{М}_y}$, $V_{\text{М}_z}$ - составляющие суммарной местной скорости $V_{\text{М}}$; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - угловые скорости вращения самолета вокруг центра тяжести; x, y, z – координаты установки ПВД на ЛА в связанной системе координат; $A_{ij}, i = 1,2,3,\ j = 1,2,3$ – постоянные коэффициенты, зависящие от координат точки, находящейся на поверхности обтекаемого тела (координат ПВД), выражения для которых определяются в соответствии с моделью давлений [4].

Для решения системы (4) относительно неизвестных параметров возможны аналогичные методы, что и для этапа вычисления местных значений параметров полета. Поэтому в целях унификации алгоритмического обеспечения на борту ЛА в данной работе предлагается для решения системы (4) воспользоваться методами нелинейной фильтрации [3].

Модель объекта представим в виде векторного процесса

$$\mathbf{y}^T(t) = (V, \alpha, \beta)\ , \quad (5)$$

удовлетворяющего следующему линейному стохастическому уравнению

$$\dot{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{o}_y(t), \quad (6)$$

где $\mathbf{o}^T{}_y = \left(\xi_V, \xi_\alpha, \xi_\beta\right)$ – случайный векторный процесс типа «белого». Характеристики вектора $\mathbf{o}_y$ выбираются экспериментально.

Для построения модели наблюдений процесса $\vec{\mathbf{y}}(t)$, целесообразно определить аналитические выражения, связывающие местные значения параметров потока с истинными значениями V, α, β. Для этого воспользуемся системой (4) и аналитическими зависимостями [1]:

$$\begin{aligned} \varphi_1 = \alpha_{\text{М}} &= \operatorname{arctg}\frac{\omega_z x - \omega_x z - V\left(A_{21}\cos\alpha\cos\beta - A_{22}\sin\alpha\sin\beta + A_{23}\sin\beta\right)}{\omega_z y - \omega_y z + V\left(A_{11}\cos\alpha\cos\beta - A_{12}\sin\alpha\cos\beta + A_{13}\sin\beta\right)}; \\ \varphi_2 = \beta_{\text{М}} &= \arcsin\frac{\omega_y x - \omega_x y + V\left(A_{31}\cos\alpha\cos\beta - A_{32}\sin\alpha\sin\beta + A_{33}\sin\beta\right)}{\sqrt{V_{\text{М}_x}^2 + V_{\text{М}_y}^2 + V_{\text{М}_z}^2}}; \\ \varphi_3 = V_M &= \sqrt{V_{\text{М}_x}^2 + V_{\text{М}_y}^2 + V_{\text{М}_z}^2}\ . \end{aligned} \quad (7)$$

Представим систему (7) в векторной форме

$$\mathbf{z}(t_k) = \varphi[\mathbf{y}(t_k)] + \vartheta_y(t_k), \quad (8)$$

где $\varphi[\mathbf{y}(t_k)]$ – вектор правых частей системы (14); $\mathbf{z}(t_k) = [z_i(t_k)], i = \overline{1,4},\quad k = 1,2,3...$ - вектор измерений; $\vartheta^T{}_y(t_k) = \left(\vartheta_{\alpha_{\text{М}}}, \vartheta_{\beta_{\text{М}}}, \vartheta_{V_{\text{М}}}\right)$ – случайный интегрированный вектор, распределенный по нормальному закону $\mathbf{N}(0, \mathbf{V}_1)$; $\mathbf{V}_1$ – дисперсионная матрица ошибок оценивания.

Сформулируем задачу оптимального оценивания истинных значений параметров полета ЛА. Требуется по наблюдениям в дискретные моменты времени $z(t_1), z(t_2), ...(8)$ найти

оценку вектора $\mathbf{y}(t)$ (5).

Для проверки работоспособности предложенных алгоритмов выполнено численное моделирование для современного высокоманевренного самолета.

Результаты моделирования первого этапа для $P_{\text{СТ}_\text{М}}$ приведены на рис. 2. Из представленных материалов следует, что оценки имеют хорошую сходимость, величина ошибки по уровню 3σ меньше исходных ошибок измерения давления.

Проверка алгоритма вычисления истинных значений представлена на рис. 3., где показан процесс изменения ошибок оценивания V при движении самолета. Здесь же приведены графики доверительных интервалов ошибок оценивания по уровню 3σ.

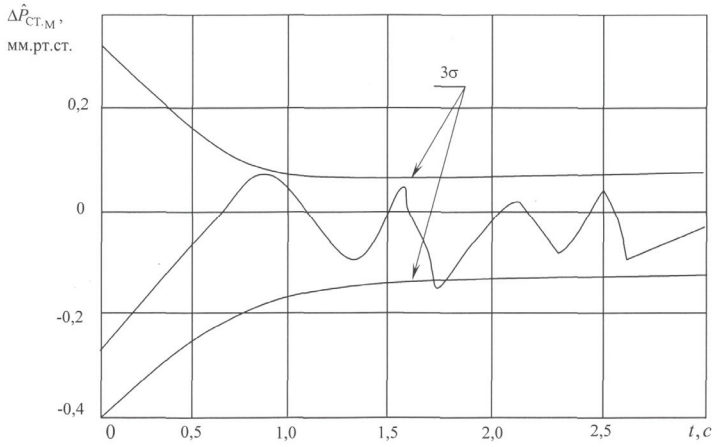


Рис. 2. Изменение ошибки оценивания местного статического давления

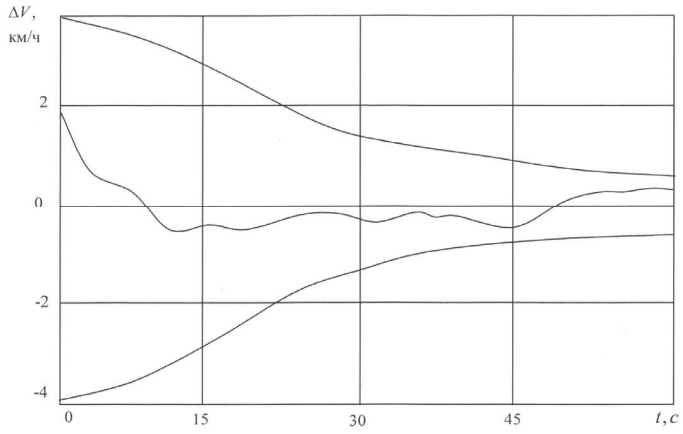


Рис. 3. Изменение ошибки оценивания скорости полета

Приведенные результаты моделирования подтверждают, что разработанные алгоритмы оценивания значений параметров полета устойчивы, имеет хорошую сходимость и приемлемую точность вычислений. Дальнейшее повышение точности вычислений достигается за счет увеличения достоверности моделей (1), (4).

Список литературы

1. *Клюев Г.И., Макаров, В.М.* Солдаткин и др. Авиационные приборы и системы: Учебное пособие /под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск: УлГТУ, 2000.

2. *Олейник А.И.* Математическая модель давлений в приемных отверстиях пневмотрактов. - М: Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2010, № 8.

3. *Kalman R.E., Busy R.C.* New result in linear prediction and filtering theory. J.Basic Eng., 1961.

4. *Олейник А.И.* Алгоритм вычисления истинных значений аэрометрических параметров полета самолета. Авиакосмическое приборостроение. 2011, № 1.

УДК 351.814.2 (043.2)

О.В. Кожохіна, асистент
(Національній авіаційний університет, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ АВІАДИСПЕТЧЕРА ШЛЯХОМ НЕІНВАЗИВНОГО СКРІНІНГУ ДЕЯКИХ ПАРАМЕТРІВ КРОВІ

В статті розглянута необхідність діагностування фізичного стану авіапрацівника, переваги неінвазивних методів визначення параметрів крові. Представлено конструктивне виконання прибору гемобіліглюкометру.

Аналіз останніх десятиліть в світовій та вітчизняній цивільній авіації вказує на те, що більш ніж сімдесят відсотків всіх аварійних випадків пов'язано з людським чинником. Неадекватні дії конкретної людини пояснюються складністю технічних систем, навантаженням на його психіку.

Крайня емоційна напруженість – стрес – виявляється двома формами реакцій: скутість, загальмованість або, навпаки, стан сильного збудження. Загальмованість може досягати катастрофічних масштабів – інколи диспетчер застигає на місці в тому положенні, в якому був у момент отримання інформації про надзвичайний випадок. Надмірне збудження може виражатися вегетативними порушеннями у вигляді блідості, прискореного серцебиття і пульсу, поверхневого дихання, тремтіння рук, пітливості.

Тому актуальною стає потреба оцінки сили негативного впливу стресу, перенавантажень та емоційного навантаження на організм авіапрацівника, та на його здатність ефективно працювати.

Існують різні підходи до здобуття даної оцінки, наприклад можна визначати ступінь відхилення різних структурно-функціональних характеристик організму від норми і таким чином оцінювати міру їх стомлення і відновлення або зносу. Проте часто проявляється виражена індивідуальна і видова відмінність цих змін. При виборі показників для оцінки інтенсивності негативного впливу (НВ) і стомлюваності з величезної безлічі можливих біомаркерів слід враховувати ряд вимог, виконання яких істотно підвищує інформативність і якість оцінки:

1. Показник обов'язково повинен значно змінюватися (бажано у декілька разів) в проміжку часу від початку НВ до періоду відновлення (відпочинку).
2. Показник має бути високо корельованим з мірою НВ.
3. Між індивідуальна дисперсія показника не повинна перевищувати величини зміни його середнього значення.
4. Повинна мати місце низька чутливість вибраного показника до хвороб (хвороби не повинні імітувати зміну показника).
5. Обов'язково повинна спостерігатися зміна показника для всіх членів популяції.

Обмежимося загальним оглядом показників, які можна використовувати для оцінки інтенсивності дії НВ на фізичну і нервово-психічну працездатність.

Маркери що контролюють об'єм НВ:

– загальний аналіз крові (гемоглобін, гематокрит, еритроцити, лейкоцити);

– біохімічні показники (сечовина, аміак, холестерин, тригліцериди, КФК, ферітин, залізо, магній, калій, білок) та ін.

Розглянемо деякі параметри крові, які можуть бути застосовані як маркери стану диспетчерів.

Гемоглобін. Основним білком еритроцитів крові є гемоглобін, який виконує функцію розповсюдження кисню. Він містить залізо, що зв'язує кисень повітря. При інтенсивних навантаженнях, відбувається руйнування еритроцитів крові і зниження концентрації гемоглобіну, що розглядається як залізодефіцитна анемія.

За змістом гемоглобіну в крові можна судити про можливості організму, стан здоров'я диспетчера та насиченість крові киснем.

Глюкоза. У організмі людини глюкоза є основною і найбільш універсальним джерелом енергії для забезпечення метаболічних процесів.

Підвищення рівня глюкози в сироватці крові (гіперглікемія):

– цукровий діабет;

– фізіологічна гіперглікемія (помірне фізичне навантаження, сильні емоції, стрес, куріння, викид адреналіну);

Пониження рівня глюкози в сироватці крові (гіпоглікемія):

– важкі хвороби печінки (цироз, гепатит, карцинома, гемохроматоз);

– інтенсивне фізичне навантаження, гарячкові стани;

Білірубін. Підвищення рівня білірубіну в крові є специфічною ознакою захворювань печінки або жовчних шляхів. Збільшення концентрації білірубіну може відбуватися при порушенні енергозалежного процесу виведення білірубіну, яке спостерігають при сепсисі.

Наведені маркери не зможуть повною мірою охарактеризувати стан авіапрацівника, але вони можуть допомогти перевірити його здатність до перенесення навантажень та стресів. Вони будуть лише певною мірою розкривати стан фахівця, але якщо проводити аналіз білірубіну, гемоглобіну та глюкози декілька раз в продовж робочої зміни, ми зможемо скласти портрет стану диспетчера. Спостерігаючи за змінами в цих параметрах крові, до робочої зміни, протягом неї та наприкінці, а також беручи до уваги як буде змінюватись певний показник після стресової чи аварійної ситуації лікарі зможуть досить впевнено діагностувати здатності організму авіапрацівника до навантажень та критичних ситуації.

Нажаль сучасні інвазивні методи визначення параметрів крові хоча й досить точні, але вони пов’язані з травмування авіапрацівника, можливістю інфікування та також з досить довгою процедурою отримання результатів. Тому якщо ми бажаємо отримувати оперативну інформацію щодо стану авіапрацівника, будемо розглядати неінвазивні методи визначення параметрів крові.

Неінвазивні методи є на сьогодні найбільш оперативні, результати вимірювань ми здатні отримати миттєво, але точність їх значно поступається лабораторним дослідженням.

Обираючи для діагностування вибраних нами маркерів неінвазивні методи визначення концентрації гемоглобіну, білірубіну та глюкози у крови, ми будемо здатні швидко виявляти зміни цих параметрів у певного фахівця. І якщо будуть виявлені певні аномалії, буде дана рекомендація для подальшого та більш ґрунтовного медичного дослідження. Така методологія дозволяє проводити скринінг великої кількості працівників без травмування та оперативно. На сьогодні створення досконалих неінвазивних приладів є задачею світового масштабу над якою різноманітні фахівці працюють понад сорок років.

Найбільших успіхів досягнуто при неінвазивному вимірюванні білірубіну. Пріоритет визначення білірубіну оптико-електронним методом належить фірмі "Minolta" [1]. Удосконаленням конструкції в частині, при тому ж методі обробки інформації, був АБЧ-01, ЦКЛ заводу "Арсенал" [2], м. Київ, а також "Білітест" фірми "Техномед" м. Москва. Подальшим удосконаленням є ИН-01Б, розроблений МП НПП "Оптамед-Интекон" [3].

Що до гемоглобіну, то найкращі результати отримано при вимірюванні оксигемоглобіну для визначення насиченості киснем крові. Ці прибори широко використовуються при післяопераційній діагностиці [6]. При вимірюванні загального гемоглобіна виникають ускладнення, його рівень може змінюватися залежно від емоційного стану пацієнта. Але для визначення функціонального стану авіапрацівника цей недолік навпаки є певною перевагою, завдяки якій, можливо виявити наслідки стресу, перевтомлення, чи емоційного збудження.

Найбільш складно вирішуваною проблемою виявилось вимірювання неінвазивно глюкози. У 80-90 роки XX ст. найбільші надії покладалися саме на методи спектрофотометрій. Із самого початку було ясно, що видима область спектру не підходить для цих вимірів, оскільки глюкоза тут прозора, тобто практично не поглинає світло. Тому

зусилля були спрямовані на створення неінвазивного глюкометра спектрофотометрії в інфрачервоній (ІЧ) області спектру [7]. Одними з перших на розробку промислового неінвазивного глюкометра спектрофотометрії зважилися R. Rosenthal і його фірма Futrex Inc. (США) [8]. В чому ж складність неінвазивних вимірювань? При біохімічних вимірах концентрація досліджуваної речовини визначається беспосередньо в крові або в сироватці. У неінвазивних вимірах процес виміру ведеться в середовищі, яке відрізняється від крові по цілому ряду параметрів – шкірі. Шкіра – це зовнішній покрив тіла людини, яка виконує різноманітні функції, захищаючи організм від руйнівних чинників. Шкіра є трикомпонентною тканинною системою, утвореною епідермісом, дермою і підшкірною жировою клітковиною [4].

При взаємодії випромінювання видимого діапазону довжин хвиль з біологічними тканинами мають місце звичайні оптичні ефекти, що виникають при проходженні світла через неоднорідне середовище. Частина випромінювання, що падає на біотканину, відбивається від її поверхні. Проникаюче в тканину випромінення видимого діапазону довжин хвиль піддається багатократному розсіюванню, поглинанню різними біологічними структурами і частковому перетворенню у вторинне випромінювання. Кровоносні судини залягають на певних глибинах в шкірі, для реєстрації розсіяного і відбитого випромінювання потрібна певна інтенсивність випромінювання для різних довжин хвиль. При цьому в різних ділянках тіла кількості кровоносних судин на одиницю об'єму різні. Залежно від довжини хвилі різний об'єм випромінювання проникає крізь різні шари шкіри. На рис. 1 приведена відносна спектральна чутливість фотоперетворювача ФП33-1Л, що використовується в гемобилиглюкометре, і глибина проникнення випромінювання 0,4–1 мкм через шари шкіри. Оскільки біологічні тканини є інтенсивно розсіювальними середовищами, їх товщина і структура сильно впливають на поглинання лазерного випромінювання, в діапазоні довжин від 600 до 1400 нм шкіра поглинає 25– 40% випромінювання [5].

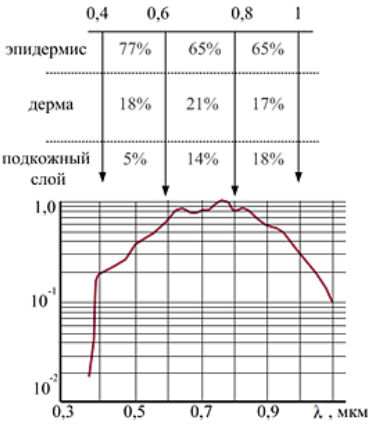


Рис. 1. Глибина проникнення випромінювання через шкірну тканину і відносна спектральна чутливість фотоперетворювача ФП33-1Л

Розробка неінвазивного гемоглюкометра. Враховуючи все вищезазначене, нами був розроблений прилад неінвазивний гемобіліглюкометр. Запропонований комбінований прилад дозволяє одночасно вимірювати три параметри: білірубін (λ – 0,46 мкм), гемоглобін (λ – 0,55 мкм) і глюкоза (λ – 0,94 мкм), по відношенню до шкіри λ – 0,7 мкм. В усіх неінвазивних оптико-електронних приладах використовується джерело широкосмугового імпульсного випромінювання з подальшим аналізом поглинання світла на певній довжині хвилі за рахунок вузькополосного інтерференційних фільтрів і окремих фотоприймачів. Недоліком цього методу є розкид чутливості фотоприймачів, а тому необхідно перед кожним виміром проводити калібрування приладу. За допомогою одного просторового лінійного фоточутливого приладу із зарядовим зв'язком на мал. 6 приведена структурна схема приладу, яка складається з : 11 – оптико-електронного блоку; 12 – блоку обробки інформації; блоку індикації на ЖК-індикатор і блоку живлення із стабілізатором від п'яти акумуляторів.

Оптико-електронний блок складається з: 11 – оптико-електронного блоку; 12 – блоку обробки інформації; блоку індикації на ЖК-індікатор і блоку живлення із стабілізатором від п'яти акумуляторів. Оптико-електронний блок складається з волоконного факона – 3; інтерференційних фільтрів – 4, 5, 6, 7; лінійного ФПЗЗ - 1Л – 9 світлофільтру – 8, який обрізує ультрафіолетові і інфрачервоні випромінювання; лампа-спалах з відбивачем – 10. Зовнішній вигляд приладу показаний на рис. 2.

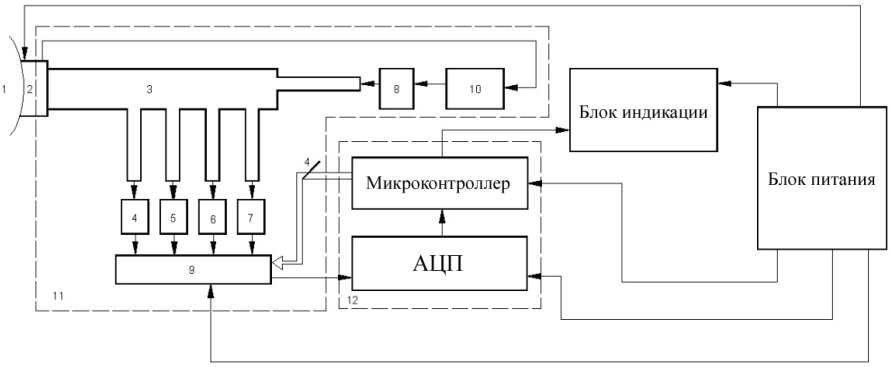


Рис. 2. Структурна схема гемобилиглюкометра : 1 – досліджувана ділянка шкіри; 2 – рухливий пристрій; 3 – оптоволокно; 4–8 – світлофільтрів; 9 – приймач випромінювання; 10 – джерело випромінювання; 11 – оптичний блок; 12 – напівпровідниковий блок

Висновки

Неінвазивні вимірювання параметрів крові є зараз одним з найперспективніших напрямків розвитку медицинского діагностування. Використання гемобіліглюкометра для визначення стану диспетчера дозволить виявити можливе перенавантаження фахівця (зниження рівня глюкози через руйнування еритроцитів, підвищення глюкози), погіршення слуху (підвищення рівня білірубіну) та й хронічні захворювання які можуть призвести до втрати концентрації, уваги. При виявлені патології диспетчеру буде рекомендовано пройти детальну медичну перевірку.

Список літератури

1. Yamanishi, Akio (Tondabayashi, JP), Medical instrument for determining jaundice. Патент США № 4267844, кл.A61B 5/00.1981.

2. Краснов В.Н., Яринич В.М., Макогон В.И. Анализатор билирубина черезкожный Авт. свид. СССР, кл.A61B 5/00.1989.

3. Краснов В.Н. Измеритель билирубина неинвазивный ИБН-01. Сб. «Педиатрия, акушерство и гинекология» (ПАГ), №1. – Київ. 1993. – 60 с.

4. Козлов В.И. Взаимодействие лазерного излучения с биотканями // Сборник трудов «Применение низкоинтенсивных лазеров в клинической практике» / Под ред. О.К. Скобелкина. – М.: ГНЦ лазерной медицины: 1997. – С. 24–34.

5. *Киселев Г.Л.* Моделирование распространения света в биологических тканях // Биомедицинская радиоэлектроника. – 2001. – № 1. – С. 10–17.

6. Практическое руководство по применению прибора «СПЕКТРОТЕСТ» в типовых задачах различных областей медицины / Под ред. главного терапевта Министерства здравоохранения Московской области, д.м.н. Р.В.Горенкова: Пособие для врачей. – Москва-Фрязино: ФГУП «НПП «Циклон-Тест», 2007. – 66 с.:

7. *Heise H. M., Marbach R., Janatsch G., Kruse-Jarres J. D* Determination of Glucose in Whole Blood Attenuated Total Reflection Infrared Spectroscopy Anal. Chem. – 1989. – 61. – P. 2009 – 2015

8. *Rosenthal R. D.* Pat. 5,703,364 USA. Method, apparatus for near-infrared quantitative analysis Publ.1997

УДК 681.13

В.В.Павлов, доктор технических наук, Е.А.Копытова, аспирант
(Международный научно-учебный центр
информационных технологий и систем, Украина)

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ CCV В КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЯХ МЕЖДУ ВС С УЧЁТОМ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Рассматривается вопрос построения модели пространственного движения ВС, построенной с учётом новой концепции CCV (самолёт с конфигурацией, определяемой системой управления), для отработки команд по разрешению конфликтной ситуации от системы предупреждения столкновений самолётов.

С каждым годом увеличивается объём воздушного движения. Чтобы справиться с его ростом и сохранить необходимый уровень безопасности полётов, увеличили пропускную способность экономически выгодных эшелонов за счёт их сокращения с 600м до 300м и обязали оборудовать все самолёты бортовой системой предупреждения столкновений самолётов (БСПС).

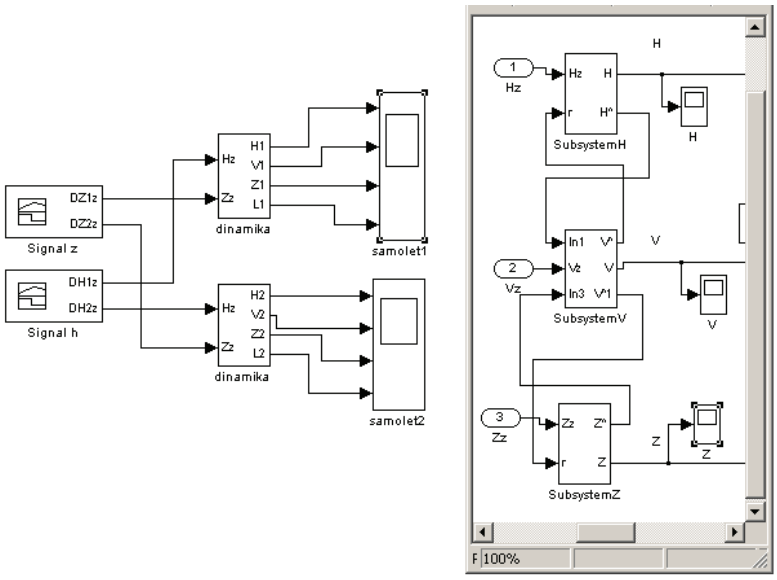
Анализ литературы по данной тематике показал, что систему управления движением ВС рассчитывают на функциональную работоспособность при определённых условиях окружающей среды. Однако в ней отсутствует анализ влияния ветровых возмущений на полёт ЛА в задачах предотвращения столкновений самолётов в эшелонах, а также применение технологии CCV (Control Configured Vehicle) для компенсирования их влияния на полёт ВС.

Необходимо учитывать, что полёт ВС проходит в атмосфере, которая характеризуется хаотическим случайным движением воздушных потоков. Некоторые из составляющих этих потоков связаны с маломасштабной турбулентностью и вносят дополнительные динамические изменения в аэродинамические силы и моменты самолёта, вызывая тем самым вредные линейные и угловые колебания ВС, которые могут значительно исказить траекторию движения самолёта. Для безопасного расхождения самолётов в конфликтной ситуации БСПС имеет запас времени, чтобы вовремя отреагировать на изменение траектории манёвра расхождения самолётов под действием ветровых возмущений. Применение технологии CCV, которая в автоматическом режиме, изменяя конфигурацию крыла, соответственно изменяя подъёмную силу, позволит ВС быть устойчивым к влиянию ветровых возмущений, что даст возможность сократить время расхождения самолётов в конфликтной ситуации. Для компенсации этого влияния применяется системное координированное управление рулём высоты, механизацией крыла, основным и вспомогательным рулями направления. При этом алгоритм комплексного управления рассчитывается методом нелинейной интегральной инвариантности. Для изменения конфигурации крыла применяются отдельно и во всевозможных комбинациях как динамически управляемые закрылки, щитки, предкрылки, элероны и элевоны, так и интерцепторы управления пограничным шаром обтекания крыла воздухом. Однако, не смотря на множество вариантов изменения конфигурации крыла, их действие можно представить как действие одиночного органа непосредственного изменения подъёмной силы эквивалентной эффективности.

Необходимо отметить, что измерив величину ветрового возмущения, действующую на ВС, система в автоматическом режиме отправит управляющий сигнал на изменение подъёмной силы самолёта в ответ на действующее возмущение. Для изменения подъёмной силы можно воспользоваться несколькими вариантами изменения конфигурации крыла, система будет руководствоваться такими условиями, чтобы выбор пришёлся на экономически выгодный и комфортный для пассажиров вариант. Изменение конфигурации крыла вызывает возникновение вредных воздействий как изменение (увеличение) лобового

сопротивления и возникновение момента тангажа, а также затраты энергии на отклонение механизации крыла, чтобы создать необходимую подъёмную силу.

Для решения поставленной задачи была разработана модель пространственного движения ЛА, которая отрабатывает команды от БСПС в эшелоне. Для этого воспользуемся тремя контурами управления по каналам управления высотой, скоростью полёта и боковым отклонением, предложенными В.А. Боднером, но с добавлением обратных связей для отображения пространственной картины полёта ВС.



а б

Рис. 1. Модель пространственного движения ВС
а – для двух самолётов; б – для одного самолёта

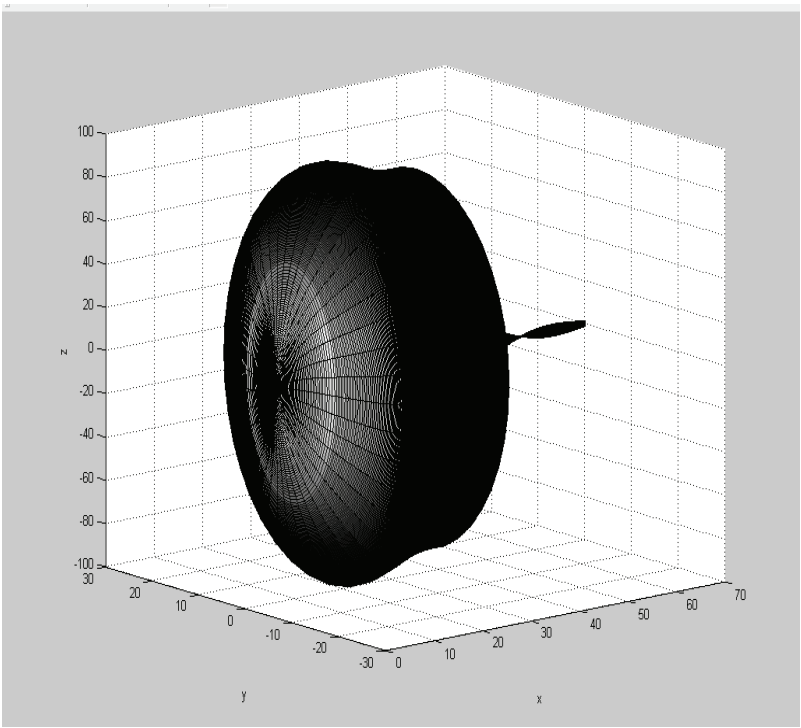


Рис.2. Пространственное представление траекторий движения ВС

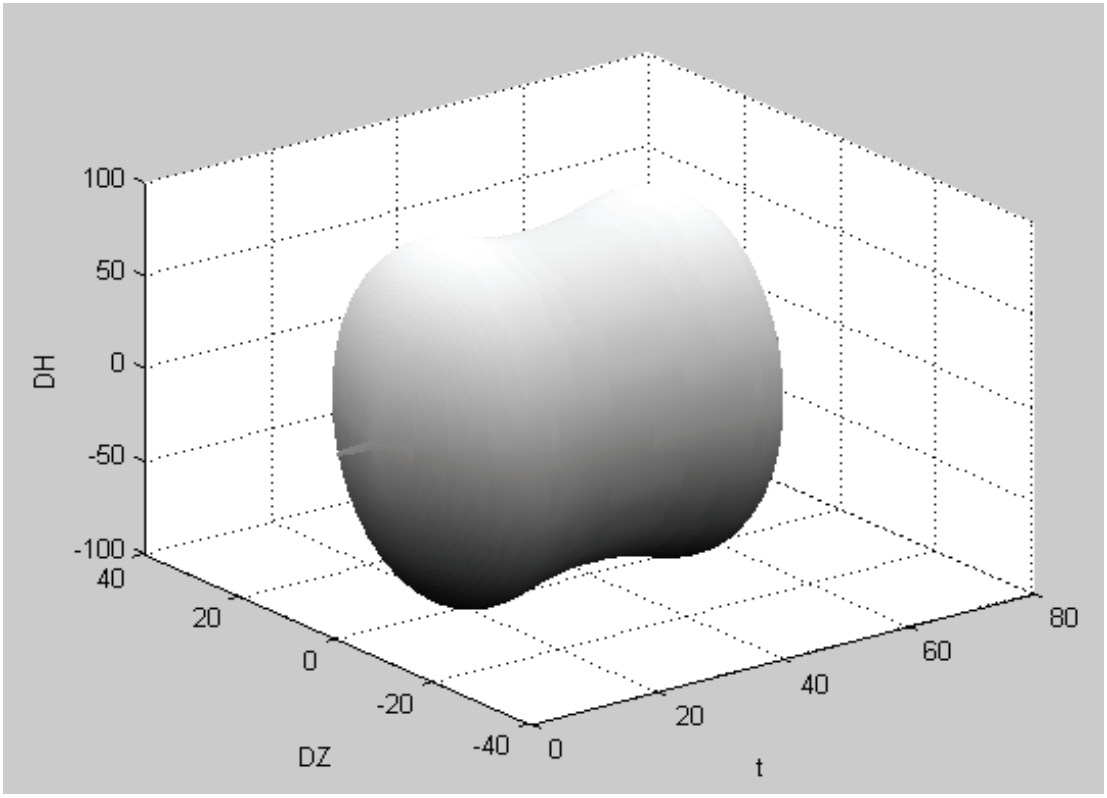


Рис.3. Поверхность безопасного расхождения

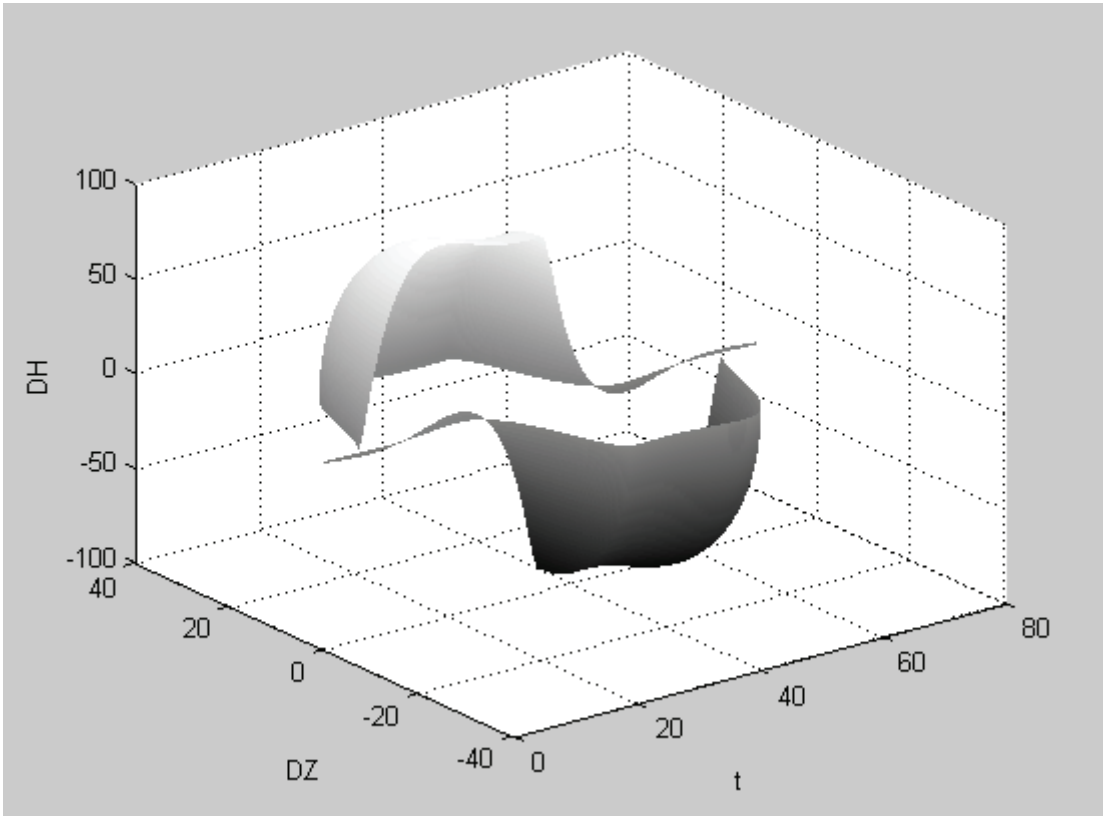


Рис.4. Отдельный случай площади безопасного расхождения ВС

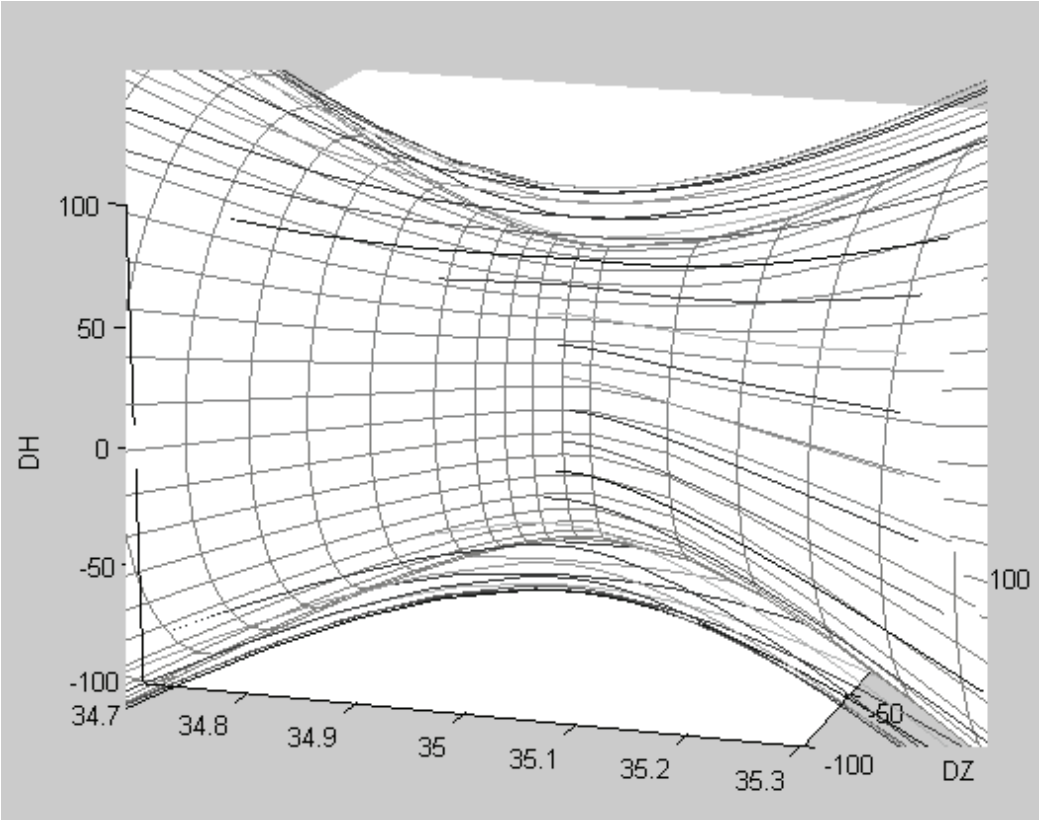


Рис.5. Дистанция расхождения ВС в пространстве

Вывод

Разработанная модель пространственного движения самолёта, которая отображает возможные траектории полёта ВС в конфликтной ситуации и дистанцию расхождения самолётов, позволяет уменьшить время на манёвр уклонения в конфликтной ситуации и повысить существующий уровень безопасности полётов самолётов, используя технологию CCV и изменение конфигурации крыла, и возвратиться в заданный эшелон без создания новых конфликтных ситуаций за счёт уменьшения влияния ветровых возмущений на полёт ВС.

Список литературы:

1. *Боднер, В.А.* Системы управления летательными аппаратами - М.: «Машиностроение», 1973. – 506с.

2. *Бабак, В.П.* Безпека авіації/ В.П Бабак, В.П Харченко, В.О. Максимов– К.: Техніка, 2004. – 584с. : рис. — Бібліогр.: с. 560-583. — ISBN 966-575-171-9.

3. *Павлов, В.В.* Инвариантность и автономность нелинейных систем управления. – К.: «Наукова думка», 1971.

4. *Васильев В.И.* Интеллектуальное управление динамическими системами. – М.: Физ.-мат. л-ра, 2000, 352.

5. *Шевелёв А.Г.* Исследование систем стабилизации самолёта. Дис. на соискание уч. степени кандидата наук. – К. 1961.

УДК 519.876.5: 656.71.06: 654 (043.2)

И.К. Малецкий, доцент, Е.А. Каминский, доцент, Д.М. Захаров, инженер
(Национальный авиационный университет, Украина)

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СИГНАЛОВ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

В результате выполнения данной работы созданы математические модели процессов амплитудной и частотной модуляций, передачи дискретных сообщений, рассмотрены процессы модуляции при наличии различных исходных данных. Выполнено компьютерное моделирование.

Введение. Наряду с аналитическими методами и натурными испытаниями для исследования сложных технических систем широко используются разнообразные методы моделирования объектов и происходящих в них процессов. Обычно различают модели трех типов: геометрические, физические и математические [1].

Процессы моделирования занимают значительное место в создании современных радиотехнических систем (РТС): они позволяют наглядно представить определенные процессы, не используя сложных и громоздких установок, а имея только персональный компьютер, без которого уже невозможно представить исследования – будь то моделирование сигналов авиационной РТС [1] либо зоны покрытия базовой станции мобильной радиосвязи [2].

При создании систем радиосвязи и передачи данных в большинстве случаев оказывается, что спектр исходного сигнала, подлежащего передаче, сосредоточен не на тех частотах, которые эффективно пропускает имеющийся канал связи. Кроме того, во многих случаях требуется, чтобы передаваемый сигнал был узкополосным. Перечисленные причины приводят к необходимости такой трансформации исходного сигнала, чтобы требования, предъявляемые к занимаемой сигналом полосе частот, были выполнены. Решение указанной проблемы достигается путем использования модуляции, сущность которой заключается в следующем. Формируется некоторое колебание (чаще всего гармоническое), называемое несущим, и какой-либо из параметров этого колебания изменяется во времени пропорционально исходному сигналу. Исходный сигнал называют модулирующим, а результирующее колебание с изменяющимися во времени параметрами – модулированным сигналом [3].

Для повышения качества разработки РТС связи целесообразно промоделировать процессы аналоговой модуляции, при этом используя такую систему компьютерной математики как MATLAB + SIMULINK, которая позволяет моделировать эти процессы, исследовать их, изменять необходимые параметры и строить необходимые графики.

Постановка задачи. Рассматриваются процессы аналоговой модуляции, поскольку они чаще всего используются в авиационных РТС связи. А также процессы передачи дискретных сообщений (данных) по непрерывному каналу радиосвязи, поскольку они нашли широкое применение в современных системах авиационной электросвязи и постепенно вытесняют аналоговые. У гармонического несущего колебания $s(t) = A_0 \cos(ш_0 t + \varphi_0)$ есть три основных параметра: амплитуда A_0, частота $ш_0$ и начальная фаза φ_0. Каждый из них можно связать с модулирующим сигналом, получив таким образом три основных вида аналоговой модуляции: амплитудную (АМ), частотную (ЧМ) и фазовую (ФМ).

Модуляция применяется для передачи информации с помощью электромагнитных волн (радиосигналов). Переносчиком сигнала в этом случае являются синусоидальные электрические колебания высокой частоты ω_0 (несущая частота).

В простейшем случае модуляции амплитуды A_0 гармоническим сигналом модулированное колебание может быть записано в виде:

$$S_{AM}(t) = A_0 (1 + m \cos \Omega t) \cos (\omega_0 t + \varphi_0). \quad (1)$$

В формуле (1) A_0 и ω – амплитуда и частота исходного несущего колебания, Ω – частота модулирующего колебания, а величина m называется коэффициентом глубины АМ и характеризует степень изменения амплитуды несущего колебания.

Частота модуляции Ω определяет скорость изменения амплитуды несущего колебания. Эта частота должна быть во много раз меньше несущей частоты ω. Модулированное колебание уже не является синусоидальным. Амплитудно-модулированное колебание представляет собой сумму трёх синусоидальных колебаний с частотами ω, $\omega + \Omega$ и $\omega - \Omega$. Колебание частоты ω называется в радиотехнике несущим. Его амплитуда равна амплитуде исходного колебания A_0. Две остальные частоты называются боковыми частотами. Амплитуда каждой боковой равна $0{,}5mA_0$. Любая передающая радиостанция, работающая в режиме АМ, излучает не одну частоту, а целый набор (спектр) частот. В простейшем случае модуляции синусоидальным сигналом этот спектр содержит лишь три составляющие – несущую и две боковые. Если же модулирующий сигнал не синусоидальный, а более сложный, то вместо двух боковых частот в модулированном колебании будут две боковые полосы, частотный состав которых определяется частотным составом модулирующего сигнала. Поэтому каждая передающая станция занимает в эфире определённый частотный интервал. Во избежание помех несущие частоты различных станций должны отстоять друг от друга на расстоянии, большем, чем сумма боковых полос.

Угловая модуляция – это два связанных варианта: ЧМ и ФМ.

Пусть имеется сигнал вида $u(t) = U_m \sin[\omega_0 t + \varphi(t)]$ с фазой φ, в общем случае зависящей от времени. Если $\varphi = \text{const}$, то это гармонический сигнал с частотой $\omega = \omega_0$.

Если $\varphi(t) = \Delta\omega \cdot t$, то имеет место линейный по времени набег фазы, что эквивалентно значению $\omega_1 = \omega_0 + \Delta\omega$. Колебания с линейно нарастающей фазой есть колебания со смещенной частотой. Существует связь между $\omega(t)$ и $\varphi(t)$. В общем случае $\varphi(t) = \int_0^t \Delta\omega \cdot dt$, тогда полная фаза колебаний будет:

$$\psi(t) = \omega_0 t + \varphi(t) = \omega_0 t + \int_0^t \Delta\omega \cdot dt, \quad (2)$$

а мгновенная частота будет равна:

$$\omega(t) = \frac{d\,\psi(t)}{dt} = \omega_0 + \Delta\omega(t). \quad (3)$$

Пусть модулирующий сигнал $v(t)$ воздействует на мгновенную частоту так, что $\Delta\omega(t) = K_{ЧМ} v(t)$. Здесь $K_{ЧМ}$ – крутизна ЧМ или коэффициент преобразования «напряжение-частота».

Если $v(t) = V_m \cos\Omega t$, то $\Delta\omega(t) = K_{ЧМ} V_m \cos\Omega t = \omega_Д \cos\Omega t$, где $\omega_Д = K_{ЧМ} V_m$ – так называемая девиация частоты (ее максимальное отклонение). Тогда получим:

$$\varphi(t) = \int_0^t \Delta\omega(t) \cdot dt = \frac{\omega_Д}{\Omega} \sin\Omega t \;\Rightarrow\; u(t) = U_m \cos\left(\omega_0 t + \omega_Д \sin\Omega t\right). \quad (4)$$

Модуляция частоты в пределах $\pm\omega_Д$ чистым тоном частоты Ω есть модуляция фазы в пределах $\pm\omega_Д/\Omega$ тем же тоном. Величина $m = \omega_Д/\Omega = \varphi_{max}$ – индекс ЧМ (максимальное отклонение фазы), он определяется только девиацией $\omega_Д$ и модулирующей частотой Ω [4].

Реализация модели модуляции с помощью системы MATLAB/ SIMULINK. Промоделируем АМ процесс РТС связи, используя систему MATLAB + SIMULINK [5]. Обосновав математическую модель для процесса АМ, получим функциональные схемы на рис.1, где процесс модуляции происходит по закону $S_{AM}(t) = A_0(1 + m \cos\Omega t) \cos(\omega t + \varphi)$. В

этой схеме можно изменять исходные параметры модуляции и выводить результаты в графическом виде на экран блока – осциллографа. На рис.2 изображены осциллограммы для процесса АМ с параметрами: m – коэффициент глубины АМ, ω (Гц) – несущая чстота, Ω (Гц) – модулирующая частота, A_0 – амплитуда несущего сигнала (В).

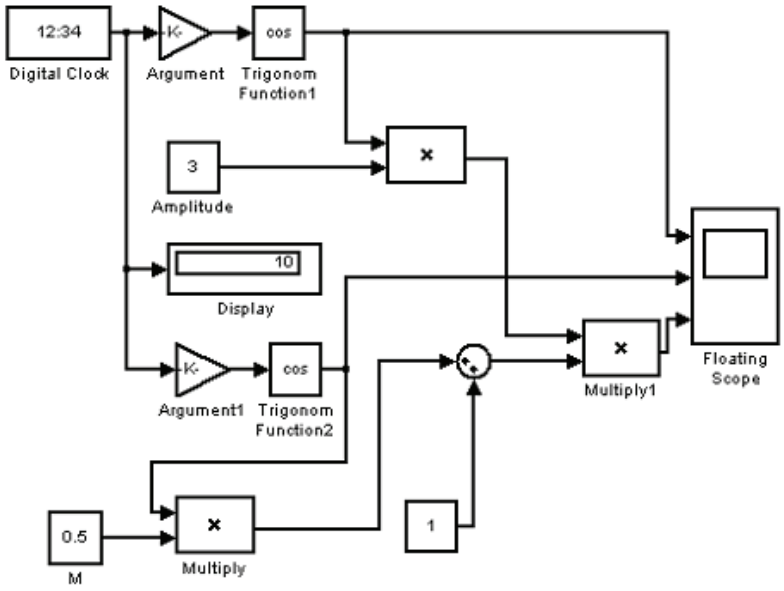


Рис. 1. Функциональная схема модели АМ сигнала
с параметрами: m = 0.5, $\omega = 1000$ Гц, $\Omega = 300$ Гц, $A_0 = 3$ В.

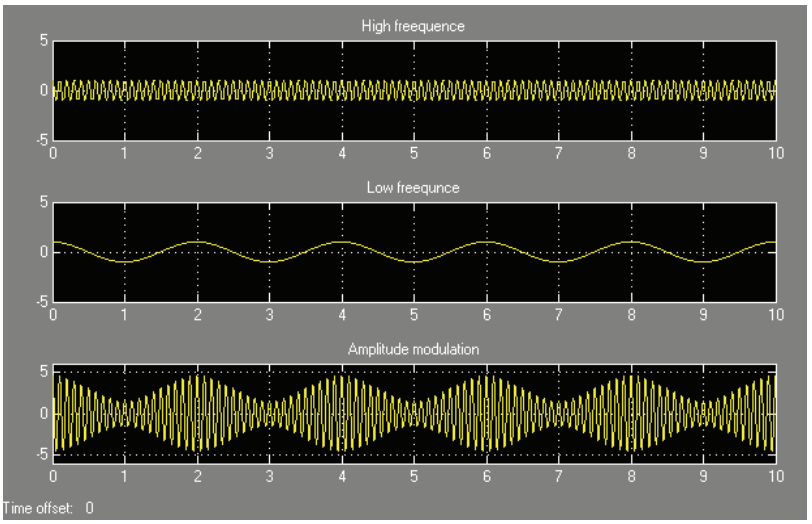


Рис. 2. Осциллограммы АМ сигнала (m = 0.5, щ = 1000 Гц, $\Omega = 300$ Гц, $A_0 = 3$ В).

Для процесса передачи дискретных сообщений по ЧМ каналу, который происходит по закону (4), обоснована функциональная схема на рис. 3. На рис. 4 изображена осциллограмма для этого процесса с параметрами: $щ_Д$ – коэффициент девиации частоты; $щ_0$, Гц – несущая частота; Ω, Гц – частота следования; U_m, В – амплитуда модулируемого сигнала.

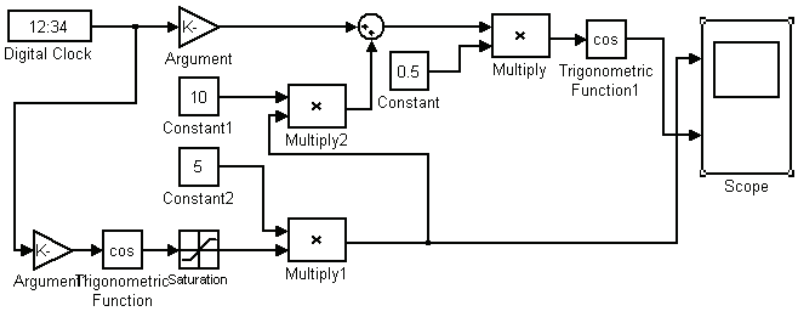


Рис. 3. Функциональная схема модели для процесса передачи дискретных сообщений по ЧМ каналу.

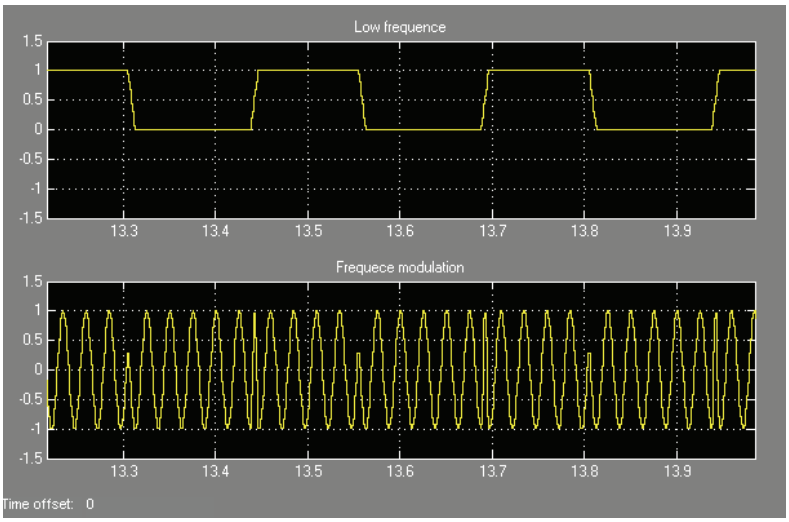


Рис. 4. Осциллограммы процесса передачи дискретных сообщений по ЧМ каналу ($щ_{Д}$ =0.2, $щ_0 = 10000$ Гц, $\Omega = 200$ Гц, $U_m = 20$ В).

Выводы

С помощью компьютерного приложения MATLAB/SIMULINK реализованы функциональные схемы для процессов амплитудной и частотной модуляций в авиационных РТС связи. В предложенных схемах можно изменять параметры модуляционных процессов и строить графические изображения исследуемых сигналов. Кроме того, возможна реализация анализатора спектра исследуемых модулированных колебаний. Таким образом, предложенные математические модели можно использовать для проведения экспериментов при разработке, проектировании и эксплуатации систем радиосвязи и передачи данных.

Список литературы

1. *Малецкий И. К., Захаров Д. М., Левчук А. Н.* Моделирование процессов авиационных РТС // Проблеми транспорту. Збірник наукових праць. Випуск 6 – К.: НТУ, 2009. – с. 213.

2. *Габрусенко Є. І., Захаров Д. М.* Моделювання зони покриття базової станції стільникового зв'язку // Електроніка та системи управління, 2008, №2(16). – с. 133 – 137.

3. *Сергиенко А. Б.* Цифровая обработака сигналов. – СПб.: Питер, 2003. – 604 с.

4. *Баскаков С.И.* Радиотехнические цепи и сигналы: учебник для вузов. – М.: Высшая школа, 1988. – 448 с.

5. *Дьяконов В. П.* MATLAB 6.5 SP/7 + Simulink 5/6. Обработка сигналов и проектирование фильтров. – М.: СОЛОН-Пресс, 2005. – 576 с.

УДК 629.072.126 (043.2)

А.В. Скрипец, канд. техн. наук, профессор
В.Д. Тронько, д-р физ.-мат. наук, профессор
М.М. Асанов, ассистент
(*Национальный авиационный университет, Украина*)

СПОСОБ ПЕРЕДАЧИ АЗИМУТА ОБЪЕКТА НА РАССТОЯНИЕ

Данная работа посвящена разработке и анализу оптоэлектронного метода передачи азимутальных положений объекта на расстоянии с применением магнитооптического модулятора

Введение. Измерение азимута всегда являлось первоочередной задачей как при самолетовождении и управлении другими воздушными объектами, так и при ориентировании на местности. В геодезии для измерения азимута применяются теодолиты различной конфигурации. Выделяют следующие ошибки угловых измерений геодезическими методами – случайные и систематические. Наиболее трудно устранимы систематические ошибки, поэтому возникает необходимость их тщательного изучения и сведения к минимуму путем введения поправок или соответствующей организации измерений [1]. Высокоточные геодезические методы регистрации азимутальных разворотов инерционные и, следовательно, не могут быть использованы для быстро перемещающихся объектов.

Определение угловых координат в радионавигации осуществляется с помощью радиопеленгаторов и основано на измерении углов принятых радиоволн, излученных или отраженных объектом [2, 3]. Радионавигационные методы позволяют быстро измерять необходимые параметры, однако точность измерений этими методами не всегда удовлетворяет требованиям, необходимым для решения поставленных задач. Среди недостатков радионавигационных методов можно выделить низкую точность при определении малых углов азимута, зависимость точности измерений от вида и взаимного положения диаграммы направленности антенн и угла прихода радиоволн, в некоторых методах, неоднозначность определения азимута.

В основе оптических методов определения азимута лежит зависимость интенсивности света, пропущенного через анализатор, от угла его поворота относительно выделенного направления. Широкое распространение получил способ измерения отклонения плоскости поляризации с использованием модуляции ее положения, основанный на магнитооптическом эффекте Фарадея. В данном способе используется принцип небольшого поворота поляризатора относительно точки полного гашения интенсивности света с целью более точного определения положения поляризатора, соответствующего этому гашению. Данные методы обладают высокой точностью и быстродействием.

В качестве активного элемента модулятора широко используются ферримагнитные материалы. Эти материалы – ферриты прозрачны не только в радио-, но и в оптическом диапазоне излучения, что позволяет разрабатывать эффективные методы модуляции лазерного излучения и, таким образом, создавать системы, отличающиеся новыми свойствами, возможностями с более оптимальными техническими характеристиками, а также высокой скоростью измерения.

Описание метода. Оптический канал имеет вид (рис. 1): поляризатор *1*, модулятор *2*, среда распространения оптического луча *3*, анализатор *4*, фотоприемник *5*. Модулятор *2* представляет собой магнитооптическую ячейку Фарадея на иттрий феррит-гранате, которая позволяет получить амплитуду колебаний плоскости поляризации 45º и больше при сравнительно небольших магнитных полях (порядка 80 А/м). Фотоэлектрический поляриметр, использующий данную магнитоооптическую ячейку Фарадея, позволяет измерять азимут плоскости поляризации света с точностью 0,0005 угл. град [4, 5].

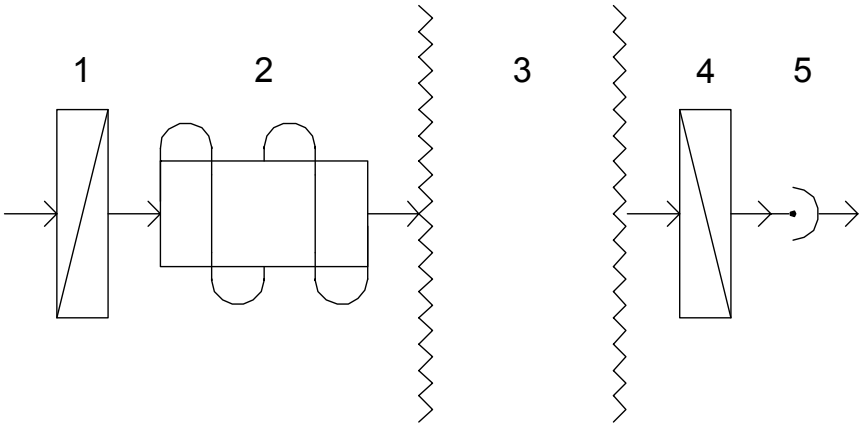


Рис. 1. Блок-схема оптического канала

Предварительно система настраивается до исчезновения сигнала на выходе. Поворотом поляризатора *1* задается необходимый для передачи азимут φ, что приводит к появлению сигнала на выходе, который мы компенсируем путем доворота анализатора *4* на определенный угол. Этот угол будет равен передаваемому азимуту φ. Причем, обязательным условием является нахождение поляризатора в объекте, передающем азимут, а анализатора в объекте, принимающем азимут.

Расчет такого канала будем производить методом матриц Мюллера и вектора Стокса [4]. Для прошедшего через канал светового луча вектор Стокса равен:

$$(Ve)_{\text{пр}} = [P_{\text{а}}][P_{\text{с}}][P_{\text{м}}][P_{\text{п}}](Vi),$$

где (Vi) – вектор Стокса падающего луча; $[P_{\text{п}}]$, $[P_{\text{м}}]$, $[P_{\text{с}}]$, $[P_{\text{а}}]$ – соответственно матрицы, описывающие свойства поляризатора, модулятора, среды распространения оптического луча и анализатора [6].

Интенсивность (первая компонента вектора Стокса) на выходе данного канала при ориентации анализатора на минимум пропускания света равна [4, 5]:

$$I = (1 - R_1)^2 e^{-\gamma} \frac{I_0}{4}(k_1 + k_2)^2 \left[1 - (1 - 2Gd)^2 p \cos 2\theta + 2\Delta(1 - 2Gd)^2 p \sin 2\theta\right],$$

где R_1, γ – соответственно коэффициенты отражения и поглощения света средой; I_0 – интенсивность светового луча на входе системы; k_1, k_2 – главные значения пропускания поляризационных призм; $Gd = \dfrac{k_2}{k_1 + k_2}$ – поляризационный дефект призмы; p – степень поляризации света в среде распространения; Δ – угол разбалансирования оптической системы относительно угла 90° (чувствительность системы); θ – угловая амплитуда колебаний плоскости поляризации. Считаем, что она изменяется по периодическому закону: $\theta = \theta_0 \Phi(t)$, где $\Phi(t)$ – произвольная периодическая функция, изменяющаяся во времени с частотой ω.

По аналогии с [4, 5] запишем отношение сигнала к шуму по мощности для данного канала:

$$\frac{S}{N} = \frac{U_{\text{с}}^2}{U_{\text{т}}^2 + U_{\text{др}}^2 + U_{\text{ток}}^2},$$

где $U_{\text{с}}$, $U_{\text{т}}$, $U_{\text{др}}$, $U_{\text{ток}}$ – напряжения, создаваемые сигналом, тепловыми, дробовыми и токовыми шумами соответственно.

Использование высокочастотного модулятора на ферримагнитных кристаллах *2* позволяет пренебрегать токовыми шумами, амплитудный спектральный компонент которых на рабочих частотах порядка 10 кГц практически равен нулю.

Отношение сигнала к шуму по мощности примет вид [4]:

$$\frac{S}{N}=\frac{U_{\text{с}}^2}{U_{\text{т}}^2+U_{\text{др}}^2}=\frac{A}{\Delta f}\Delta^2\left(k_1+k_2\right)^2\frac{4\left(1-2Gd\right)^4 p^2\sin^2 2\theta}{\frac{U_T'^2}{A_1\left(k_1+k_2\right)^2}+1-\left(1-2Gd\right)^2 p\cos 2\theta}=$$
$$=\frac{A}{\Delta f}\Delta^2\left(k_1+k_2\right)^2\frac{4P^2\sin^2 2\theta}{\frac{U_T'^2}{A_1\left(k_1+k_2\right)^2}+1-P\cos 2\theta}, \quad (1)$$

где A, A_1 – постоянные, зависящие от параметров модулятора и фотоприемника; Δf – полоса пропускания системы; $P=\left(1-2Gd\right)^2 p$ – степень поляризации света в канале; $U_{\text{т}}=\frac{U_{\text{т}}}{\Delta f}$.

Будем считать, что модуляция ячейки Фарадея осуществляется прямоугольными колебаниями (меандром).

В таком случае формула для отношения сигнала к шуму по мощности (1) преобразуется к виду:

$$\frac{S}{N}=\frac{A}{\Delta f}\Delta^2\left(k_1+k_2\right)^2\frac{4P^2\sin^2 2\theta_0}{\frac{U_T'^2}{A_1\left(k_1+k_2\right)^2}+1-P\cos 2\theta_0}. \quad (2)$$

Выражение для минимального угла разбалансирования, который характеризует чувствительность прибора, из (2) будет иметь вид:

$$\Delta=\sqrt{\frac{\Delta f}{A\left(k_1+k_2\right)^2}\frac{\frac{U_T'^2}{A_1\left(k_1+k_2\right)^2}+1-P\cos 2\theta_0}{4P^2\sin^2 2\theta_0}}.$$

На рис. 2 изображены графики зависимости угла разбалансирования от угла раскачки при различных значениях степени поляризации света в канале. При расчетах было принято: $U_{\text{т}}$=1,287·10^{-7} В; A_1=1,375·10^{-8}.

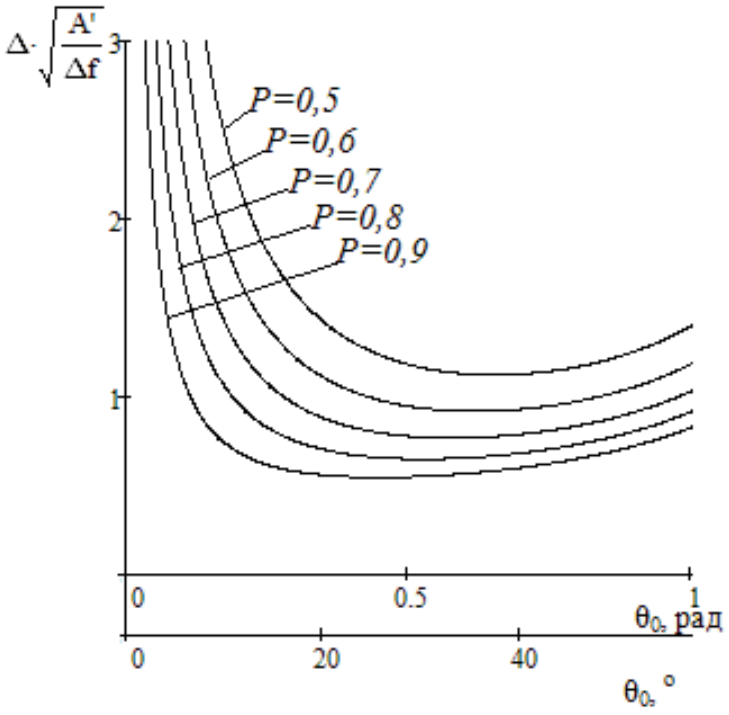


Рис. 2. Зависимости $\Delta\sqrt{\frac{A}{\Delta f}}$ от θ_0 при различных P

Из графиков видно, что при малых углах раскачки наблюдается резкая зависимость чувствительности от параметра *P*. При уменьшении степени поляризации света в канале чувствительность ухудшается и ее максимальное значение смещается в сторону больших углов раскачки.

Δ минимально при условии:

$$\theta_{0\text{опт}} = \frac{1}{2}\arccos\frac{\dfrac{U_T'^2}{A_1(k_1+k_2)^2}+1-\sqrt{\left(\dfrac{U_T'^2}{A_1(k_1+k_2)^2}\right)^2-P^2}}{P}.$$

Выводы

1. Применение ферримагнитных кристаллов в аэронавигационных системах для передачи азимута позволяет значительно уменьшить габариты и энергопотребление этих систем. Также, устраняется погрешность, вносимая токовыми шумами $U_{\text{ток}}$ путем перехода на более высокие рабочие частоты.

2. Было обобщено понятие степени поляризации оптического канала и посчитано Р луча, прошедшего оптическую систему. Благодаря этому удалось расширить область применения описанного метода. Использование разработанной методики, основанной на применении параметра *P* – степени поляризации оптического канала в расчетах позволит производить полный анализ работы системы и полученных результатов, т.к. данный параметр зависит как от свойств оптических элементов так и рассеивающего объекта, т.е. от свойств оптического канала в целом. Тем самым, применение параметра *P* позволит учитывать влияние среды распространения (погодных условий) на пути прохождения светового потока, повышая точность регистрации и передачи азимута.

3. При уменьшении степени поляризации света в канале чувствительность ухудшается и ее максимальное значение смещается в сторону больших углов раскачки.

4. Также предварительное вычисление параметра *P* повысит чувствительность регистрации и передачи азимута, позволяя работать исключительно в диапазоне оптимальных значений угла раскачки $\theta_{0\text{опт}}$, т.е. при максимальном отношении сигнала к шуму.

Список литературы

1. *Федотов Г. А.* Инженерная геодезия: [учебник] / *Г. А. Федотов.* – [2-е изд., исправл.] – М.: Высш. шк., 2004. – 463 с.

2. *Котоусов А. С.* Теоретические основы радиосистем. Радиосвязь, радиолокация, радионавигация / *А. С. Котоусов*– М.: Радио и связь, 2002. – 224 с.

3. *Сосулин Ю. Г.* Теоретические основы радиолокации и радионавигации / *Ю. Г. Сосулин*: Учеб. пособие для вузов. – М.: Радио и связь, 1992. – 304 с.

4. Фотоэлектрический поляриметр инфракрасного диапазона / *И. А. Дерюгин, Ю. А. Кузнецов, В. Д. Тронько* // Оптика и спектроскопия. – 1970. – Т. 28. – № 2. – С. 415-418.

5. Регистрация угла плоскости колебаний линейно поляризованного инфракрасного излучения / *А. И. Ванюрихин, Ю. А. Кузнецов, В. Ф. Майстренко, В. Д. Тронько* // Оптико-механическая промышленность. – 1970. – № 8. – С. 30-33.

6. *Шерклиф У.* Поляризованный свет. / *У. Шерклиф* Перевод с англ. – М.: Мир, 1965. – 264 с.

УДК 681.5.08: 004.415.538 (043.2)

Г.Е. Соколов, канд. физ.-мат. наук, доцент
(*Национальный авиационный университет, Украина*)

КОМПЬЮТЕРНЫЙ ГЕНЕРАТОР НА ОСНОВЕ MATLAB

Разработана программа генератора гармонических и импульсных сигналов, выполненная в среде MatLab. Исследованы характеристики генератора, построенного на основе вывода сигнала через порты звуковой карты ноутбука стандарта HD Audio.

Введение. Применение компьютеров в составе приборов довольно разнообразно. Среди них новым и довольно перспективным направлением являются компьютерные приборы[1,2]. Компьютерный прибор – это компьютер, сам по себе выступающий в качестве генератора, осциллографа, самописца или иной контрольно-измерительной аппаратуры (КИА). Входом, принимающим аналоговый сигнал, является вход звуковой карты компьютера. Выходом генератора является выход звуковой карты компьютера. Несомненно, это наиболее дешевый вид прибора, использующего компьютер. Его стоимость равна стоимости специализированной программы обработки сигнала, проходящего через звуковую карту компьютера.

Вместе с тем возможности КИА в значительной степени определяются программой. Так, большинство устройств [1] выполнено с графическим интерфейсом, имитирующим лицевую панель обычного прибора, управляются вручную и не могут быть использованы в автоматизированных системах на основе компьютеров. Исключением являются самописцы, выполненные в среде MatLab [2].

Настоящая работа посвящена разработке программы генератора гармонических и импульсных сигналов, выполненной в среде MatLab. Такой подход является жизнеспособной альтернативой программам, выполненным в среде LabVIEW.

Хотя программа может создать генератор на любом компьютере, в настоящей работе исследуются характеристики генератора, построенного на основе встроенной звуковой карты ноутбука стандарта HD Audio.

Программа генератора. Предлагаемая программа генератора гармонических колебаний и меандра, выполнена в среде MatLab и оформлена как Script-File_Generator. Будучи инсталлированной, программа обеспечивает следующее:

1). Появление между выводами “Audio-OUT-Right” и “Audio-OUT-Left” относительно “Audio-OUT-Ground” (Рис.1) напряжения гармонического напряжения

2). Появление между этими выводами напряжения меандра

3). Параметры генерируемых колебаний и время генерации t задаются программно в командной строке.

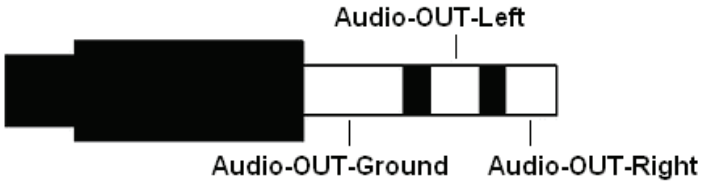


Рис.1 Распределение выводов на стандартном штекере звуковой карты

Принцип работы программы следующий:

– программа задает частоту дискретизации гармонического сигнала Fs=44100 Гц, а затем во временных точках через интервал времени dt=1/Fs вычисляет значение гармонического сигнала или меандра заданных параметров. Из этих значений формируется массив чисел y (одномерный или двумерный), размерность которого определяется временем генерации t. Пакет MatLab рассчитан на работу с массивами ограничений размерности, что и

определяет ограничение времени генерации в 10 минут для генерации одного сигнала, и 5 минут для генерации двух сигналов.

– массив чисел y подается на ЦАП звуковой карты компьютера с помощью оператора пакета MatLab - sound(y,Fs). При этом на выходы звуковой карты подается гармоническое напряжение в течении времени, определяемой размерностью массива.

– в программе предусмотрена возможность более длительной генерации. При этом программа подает на ЦАП звуковой карты компьютера тот же массив максимальной размерности несколько раз с помощью повторного вызова оператора sound(y,Fs) в цикле.

Исследование характеристик компьютерного генератора. То, что представленная программа написана на языке высокого уровня – языке среды MatLab, гарантирует совместимость ее с любым компьютером, на котором инсталлирован MatLab.

Тем не менее, характеристики звуковой карты компьютера влияют на параметры выходных колебаний генератора, а именно они определяют:

– диапазоны параметров выходных колебаний: максимальную амплитуду, максимальная и минимальная частоты генерации, т.е. диапазон возможностей генератора;

– внутреннее сопротивление генератора R_g;

– точность установки параметров генератора;

– стабильность работы генератора.

Тестирование генератора на основе ноутбука было проведено на установке, собранной согласно блок-схеме, приведенной на рис.2. В состав ноутбука входит встроенная звуковая карта стандарта HD Audio и на нем инсталлирована представленная выше программа. Выходной сигнал тестируемого генератора снимался с портов Audio-OUT звуковой карты (рис.1).

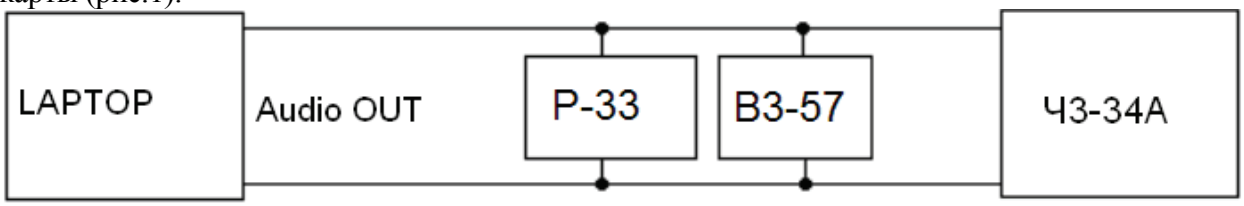


Рис. 2. Блок-схема установки для тестирования генераторов: Р-33 – магазин сопротивлений; В 3-57 – ламповый вольтметр; Ч3-34А – частотомер; LAPTOP – ноутбук

Результаты тестирования генератора гармонических колебаний приведены в таблице 1.

Табл.1

Максимальное выходное напряжение	1,6±0,075 В
Внутреннее сопротивление генератора	5,4±0,4 Ом
Рабочая полоса частот	10-20000 Гц
Относительная погрешность установки частоты	менее 0,01%
Относительный уход частоты	менее 0,01%
Относительная погрешность установки амплитуды	менее 0,5 %
Относительный уход амплитуды	менее 0,5 %

При этом необходимо отметить следующий важный факт:

– при длительной генерации программа подает на ЦАП звуковой карты компьютера тот же массив максимальной размерности несколько раз с помощью повторного вызова оператора sound(y,Fs) в цикле. Операция повторного вызова довольно длительна (2,5 – 3 мкс). В этом случае выходное напряжение, зарегистрированное самописцем [2], показано на Рис.3. Видно, что возникает краткий провал в напряжении. Провалы повторяются раз в 10 или 5 минут.

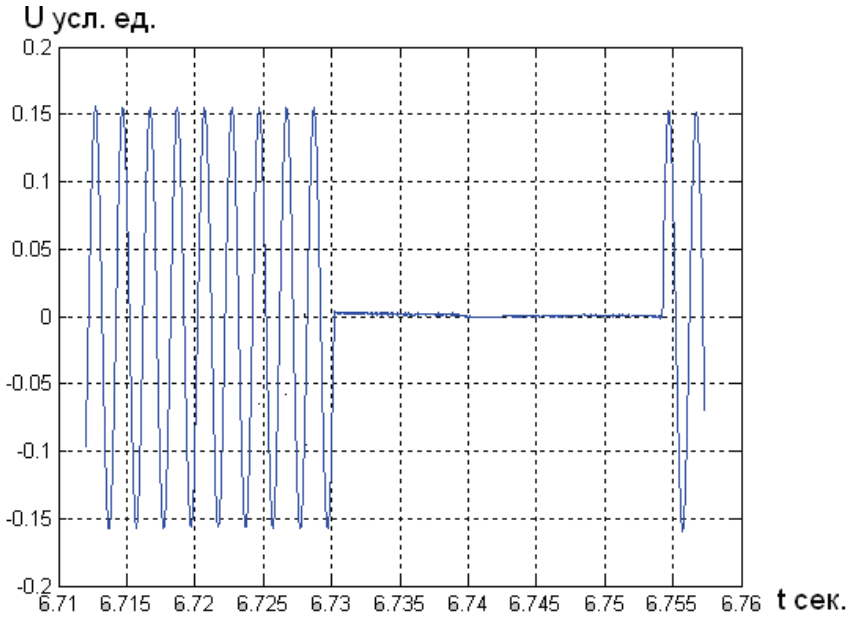


Рис. 3 Запись выходного напряжения генератора в момент прерывания.

Степень искажения сигнала меандра исследовалась с помощью осциллографа. Причина искажения – ограниченная полоса рабочих частот звуковой карты. На Рис.4 видно, что воспроизводятся только первая и третья гармоники меандра, а пятая не воспроизводится.

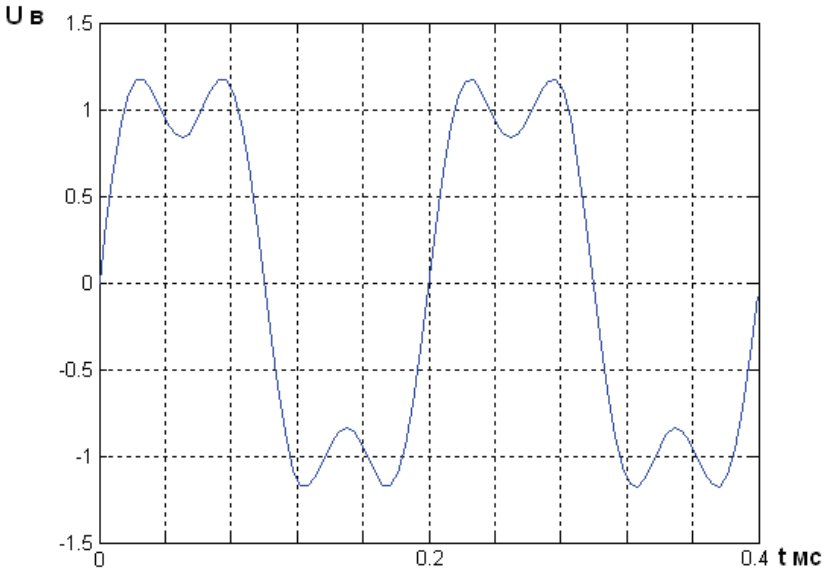


Рис. 4 Выходной сигнал генератора меандра на частоте 5 кГц.

Рис. 5 показывает искажения сигнала из-за выходного конденсатора звуковой карты, ограничивающего рабочий диапазон частот снизу.

Непропускание постоянной составляющей сигнала существенно искажает генерируемый сигнал несимметричного меандра (Рис. 6).

Выводы

1. Разработана программа генератора гармонических сигналов, выполненная в среде MatLab. Программа позволяет создавать надежно работающий генератор на основе любого компьютера, на котором инсталлирован MatLab.

2. Программа предлагается к свободному использованию.

3. Исследованы характеристики генератора, построенного на основе вывода сигнала через порты звуковой карты ноутбука стандарта HD Audio. Генератор гармонических колебаний имеет:

– рабочий частотный диапазон (10 – 20000) Гц;

– диапазон выходных напряжений (0 – 1,60) В;

– внутреннее сопротивление генератора 5,4+0,4 Ом;

– высокую точность установки параметров выходного напряжения и высокую стабильность их поддержания.

Генератор импульсных колебаний имеет рабочий частотный диапазон (10 – 5000)Гц и существенно искажает импульсы, воспроизводя их без постоянной составляющей.

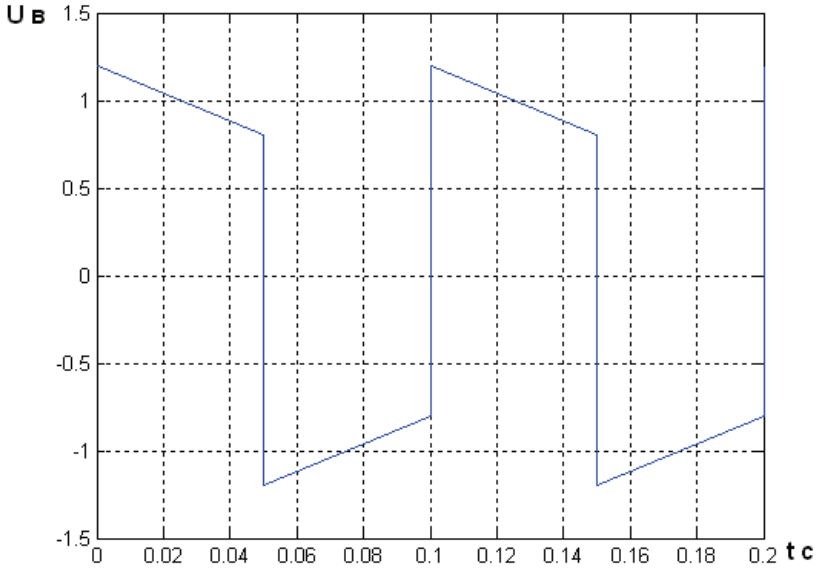


Рис. 5 Выходной сигнал генератора меандра на частоте 10 Гц.

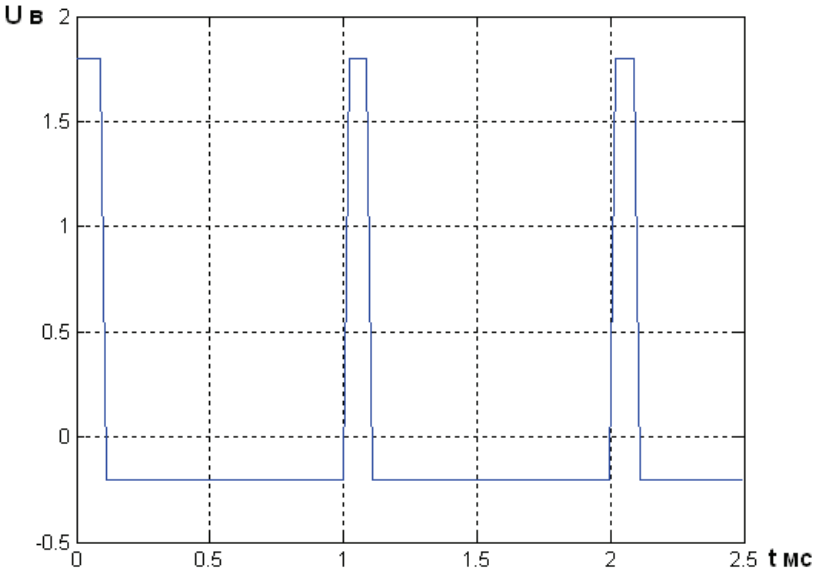


Рис. 6 Выходной сигнал генератора несимметричного меандра на частоте 1 кГц

Список литературы

1. *Зубаль Игорь*. Компьютер в роли осциллографа, спектроанализатора, частотомера и генератора. http://www.terralab.ru/supply/17758/

2. *Соколов Г.Е.* Сравнительный анализ компьютерных приборов // Електроніка та системи управління, – 2009. – №4(22). – С.80– 89.

УДК 681.5.08: 004.415.538 (043.2)

О.В. Соломенцев, д-р техн. наук, професор,
А.М. Овсянкін, канд. техн. наук, доцент,
А.О. Мусієнко, аспірантка, А.С. Дмитрук
(Національний авіаційний університет, Україна)

МОНІТОРИНГ ПРОЦЕСІВ ВИЩОГО НАВЧАЛЬНОГО ЗАКЛАДУ

Розглянуті методичні аспекти моніторингу процесів функціонування вищого навчального закладу, які доцільно враховувати для удосконалення системи управління, оптимізації організаційної побудови, підвищення результативності та ефективності діяльності закладу.

Вищі навчальні заклади (ВНЗ) України реалізують соціально важливу місію підготовки та виховання фахівців, що відповідають сучасним вимогам суспільства. Рівень підготовки майбутніх фахівців залежить від якості надання освітніх послуг та рівня наукової діяльності ВНЗ. Одним із шляхів забезпечення якості освіти є впровадження систем менеджменту якості (СМЯ) освітніх та наукових послуг. В сфері розробки та впровадження є певні науково-практичні результати [1 – 3] але питання моніторингу процесів розглянуті не достатньо повно, що знижує рівень контрольованості та керованості процесів надання освітніх і наукових послуг, результативність та ефективність застосування діючих систем управління ВНЗ, та стримує розробку і впровадження нових СМЯ.

Розглянемо деякі питання методичного характеру, які не знайшли визначення в науково-технічній літературі щодо моніторингу СМЯ. Вважаємо, що моніторинг – сукупність процесів, які спрямовані на вимірювання та представлення користувачам в часі кількісних значень показників, на основі яких приймаються управлінські та інші рішення з метою сприяння забезпеченню реалізації цілей функціонування організації відповідно до визначених вимог. Для кількісної оцінки категорії якість необхідно визначити споживачів послуг, сукупність показників, що характеризують послуги, вимоги до показників. Пріоритетними при цьому приймаються вимоги та побажання споживачів продукції та послуг. Для ВНЗ основними споживачами послуг освітньої та наукової діяльності є МОН України, підприємства та юридичні особи, відомчі заклади, внутрішні підрозділи ВНЗ тощо.

Під категорією якість відповідно до вимог ISO серії 9000 розуміють ступінь, до якого сукупність власних характеристик задовольняє вимоги. Для визначення якості процесу пропонується враховувати вимоги споживачів та кількісні оцінки ступеню задоволеності вимогам. Тоді типове визначення якості процесу формується наступним чином: “Якість конкретного процесу характеризується відсотковою відповідністю до вимог споживача щодо цього процесу”.

Для розрахунку ступеня відповідності вимогам споживача пропонується визначати як відношення числа показників, які відповідають встановленим вимогам споживача, до загального числа показників, що характеризують вимоги споживача до конкретного процесу, виражене у відсотках. Після кількісної оцінки якості процесу може здійснюватися класифікація його стану, що є більш зручною для визначення та реалізації управлінських рішень щодо процесу з метою забезпечення потрібного рівня якості.

Формула для розрахунку оцінки якості процесу має наступний вигляд

$$\mathrm{Q}_{\mathrm{ПРi}} = \sum_{j=1}^{n} \mathrm{Q}_{\mathrm{ПР}ij} A_{ij} \;,\; \sum_{j=1}^{n} A_{ij} = 1,$$

де $\mathrm{Q}_{\mathrm{ПРi}}$ - оцінка якості функціонування i-го процесу (оцінка вимірюється у відсотках); n_i – загальна кількість показників, що характеризує вимоги споживача до i-го процесу; $\mathrm{Q}_{\mathrm{ПР}ij}$ – кількісна оцінка ступеню відповідності вимогам споживача для i-го процесу за j-м показником; $A_{i,j}$ – ваговий коефіцієнт важливості j-го показника i-го процесу.

Кількісна оцінка ступеню відповідності $Q_{ПРij}$ формується експертами, виходячи з особливості процесів, що розглядаються. Наприклад, для процесів ліцензування та акредитації спеціальності необхідно мати стовідсотковий ступінь відповідності вимогам МОН України за кожним показником. Якщо відповідності немає, тоді $Q_{ПРij}$ приймає значення нуль відсотків. В загальному випадку розрахунок оцінки якості функціонування i-го процесу за окремим показником $Q_{ПРij}$ виконується наступним чином:

$$Q_{ПРij} = \frac{П_{фij}}{П_{плij}} * 100\%,$$

де $П_{фij}$ – фактичне значення *j-го* показника i-го процесу; $П_{плij}$ – вимоги (планове значення) *j-го* показника i-го процесу.

Чисельні значення $Q_{ПРi}$ застосовуються для формування загальної оцінки якості функціонування ВНЗ, виходячи з прийнятою процесною моделлю закладу.

Пропонуємо класифікувати оцінку якості процесів за чотирьох альтернативною схемою: «Рівень А» (повна відповідність процесу з перевищенням вимог до нього), «Рівень В» (повна відповідність процесу вимогам), «Рівень С» (часткова відповідність процесу вимогам), «Рівень D» (невідповідність процесу вимогам).

Класифікація за визначеними рівнями здійснюється шляхом порівняння відповідних оцінок Q_i з пороговими значеннями P_1, P_2 («Рівень А», якщо $Q_i > P_1$; «Рівень В», якщо $Q_i = P_1$; «Рівень С», якщо $P_2 \le Q_i < P_1$; «Рівень D», якщо $Q_i < P_2$). Пороговий рівень $P_1 = 100\%$, а P_2 визначають з урахуванням цілей функціонування ВНЗ на певний період.

Основним підходом для вибору структури системи Моніторингу процесів ВНЗ є споживачі послуг. До споживачів послуг освітньої та наукової діяльності, що реалізуються в ВНЗ відноситься: зовнішні споживачі (МОН України; Євроконтроль; Міжнародні організації цивільної авіації ICAO, EASA; Національні та міжнародні асоціації з якості); внутрішні споживачі. Пропонується у системі моніторингу якості функціонування ВНЗ виділити підсистеми моніторингу, що відповідають визначеним споживачам послуг ВНЗ (на рисунку представлена узагальнена схема системи моніторингу процесів ВНЗ): Моніторинг якості функціонування згідно з вимогами МОН України; Моніторинг якості функціонування згідно з міжнародними авіаційними вимогами; Моніторинг якості функціонування згідно з вимогами міжнародних стандартів ISO серії 9000; Моніторинг якості функціонування згідно з конкурсними вимогами Європейської асоціації якості (EFQM); Моніторинг якості функціонування за показниками рейтингового оцінювання структурних підрозділів ВНЗ; Моніторинг якості функціонування за показниками рейтингового оцінювання науково-педагогічних працівників ВНЗ. В завісі мості від профілю ВНЗ перелік систем може доповнюватися.

Для кожної підсистеми моніторингу обираються (використовуються) визначені показники для кількісного оцінювання діяльності з урахуванням нормативних документів, що регламентують вимоги споживачів [4 – 9]. Збір, обробка, представлення користувачам результатів моніторингу та доказової інформації передбачається проводити з використанням сучасних комп'ютерних технологій та засобів.

Дамо характеристику окремих підсистем. Підсистема моніторингу якості функціонування згідно з вимогами МОН України має напрями, що відповідають вимогам наказів № 161, № 1185, а також нормативних документів щодо ліцензування та акредитації спеціальності [6-9]. У наказі МОН України № 161 [6] наведені вимоги щодо організації навчального процесу у ВНЗ, які включають 80 показників розподілених за 6 групами. Відповідність вимогам проводять на основі експертних оцінок фахівців ВНЗ. У наказі МОН України № 1185 [7] наведені вимоги щодо організації збору відповідних даних, які характеризують діяльність ВНЗ для визначення рейтингу закладу в країні. Загальна кількість показників 86 за 7 тематичними напрямами. Вимоги до ліцензування складають 37

показників, кожний з яких має двовимірний характер. Чисельні значення кожного показника формуються на основі даних, що готує ВНЗ для підтвердження спроможності ВНЗ розпочати освітню діяльність, пов'язану із здобуттям вищої освіти певного рівня відповідно до вимог стандартів вищої освіти, а також до державних вимог щодо кадрового, науково-методичного та матеріально-технічного забезпечення. Оцінку відповідності чисельних значень кожного показника встановленим вимогам виконують експерти на основі доказової інформації [8, 9].

Сукупність показників моніторингу відповідно до вимог ISO 9001 складається з декількох груп показників, основними з яких є показники, що визначають відповідність вимогам місії, цілей та політики в сфері якості, документованих процедур та Настанови з якості, показників щодо функціонування процесів тощо. Пропонується кожний процес ВНЗ характеризувати з точки зору наявності та відповідності змісту вимогам за ознаками: споживачі послуг, вимоги споживачів, ресурси, управлінські рішення (нормативні документи), результативність процесу, ступінь задоволення споживачів, надані послуги. Оцінку відповідності чисельних значень кожного показника встановленим вимогам виконують внутрішні та зовнішні аудитори (експерти) на основі доказової інформації. Інтегральна оцінка формується за кожною з ознак з наступним узагальненням їх з певними ваговими коефіцієнтами.

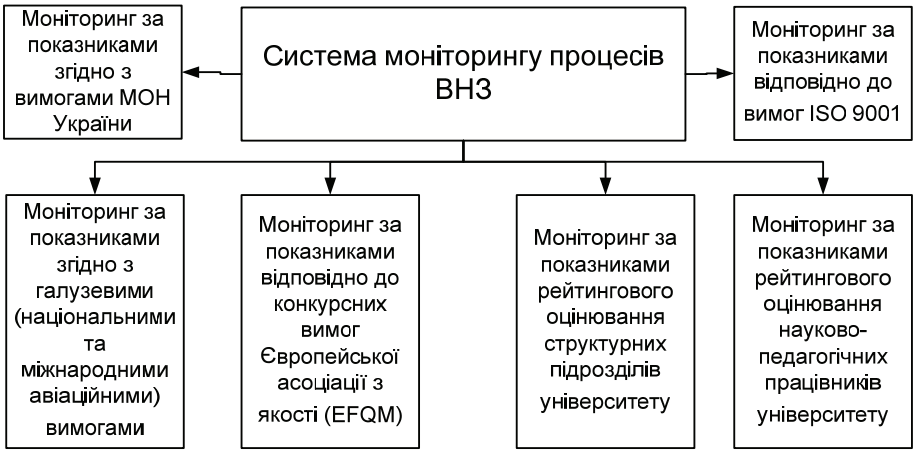


Рисунок – Структура системи моніторингу якості функціонування ВНЗ

Моніторинг якості функціонування згідно з міжнародними авіаційними вимогами пропонується виконувати для самооцінювання ВНЗ, що проводить підготовку авіаційних фахівців (механік, авіонік), з метою підтримки стану основних складових системи підготовки на рівні вимог міжнародних стандартів. Крім того, проводиться зовнішній аудит вітчизняною авіаційною адміністрацією та Європейською авіаційною адміністрацією. Аудит (моніторинг) охоплює напрямки, що характеризують вимоги до викладацького персоналу та інфраструктури, вимоги до засобів навчання та навчальних матеріалів, вимоги до практичних навиків студентів та інші. В підсистемі моніторингу можна виконувати трьох альтернативну оцінку відповідності встановленим вимогам (відповідність вимогам; часткова відповідність вимогам із зауваженнями, що можуть бути усуненими у визначений період – без припинення дії сертифікату відповідності; невідповідність вимогам – з припиненням дії сертифікату відповідності).

Моніторинг якості функціонування ВНЗ згідно з конкурсними вимогами Європейської асоціації з якості (EFQM) пропонується проводити для самооцінювання досконалості ВНЗ та його систем управління, що має впроваджену систему менеджменту якості, яка створена згідно з вимогами, принципами та підходами міжнародних стандартів ISO серії 9000. Вважається, що ступінь досконалості функціонування ВНЗ та його систем управління є одним з головних чинників забезпечення високого рівня професійної підготовки випускників закладу. Крім того, результати зовнішнього аудиту комісією асоціації з якості дозволять отримати більш об'єктивну оцінку діяльності ВНЗ та мати відповідну рекламу закладу. Методика моніторингу передбачає використання основних критеріїв та підкритеріїв. На

основі експертного оцінювання кожного підкритерія формується експертна оцінка відповідного критерія в балах. В залежності від сукупного значення балів визначають досконаліть на рівні України, Європи та EFQM.

Підсистема моніторингу якості функціонування за показниками рейтингового оцінювання структурних підрозділів НАУ функціонує згідно з вимогами наказу МОН України № 1185 [7]. Підсистема містить більше 80 показників, що можуть бути використані для оцінювання якості функціонування структурних підрозділів на рівні інститутів, факультетів та кафедр.

Підсистема моніторингу якості функціонування за показниками рейтингового оцінювання науково-педагогічних працівників НАУ має показники за трьома напрямами: навчально-методична робота, науково-інноваційна робота, організаційно-виховна робота.

При практичній реалізації системи моніторингу процесів ВНЗ необхідно також визначити періодичність проведення моніторингу, яка залежить від кількості процесів, інтенсивності виникнення можливих невідповідностей, можливих рисків, пов'язаних з наявністю невідповідностей та інших чинників функціонування ВНЗ.

Висновки

Запропоноване типове визначення терміну якість процесу, запропонована чотирьох альтернативна схема класифікації рівнів якості процесів, структура побудови системи моніторингу ВНЗ, підходи до визначення сукупності показників моніторингу підсистем відповідно до вимог ISO 9001, а також до вимог МОН України в сукупності сприяють підвищення результативності і ефективності діяльності ВНЗ, підвищення рівня підготовки, кваліфікації їх випускників.

Список літератури

1 *Волков О.І., Віткін Л.М., Хімічева Г.І., Зенкін А.С.* Системи управління якістю вищого навчального закладу: теорія і практика: Моногр. – К.: Наукова думка, 2005. – 285с.

2 *Харрингтон Дж.* Совершенство управления процессами. РИА "Стандарты и Качество". 2007.

3 *Віткін Л.М., Хімічева Г.І.* Використання сучасних статистичних методів в процесі моніторингу системи управління якістю вищого навчального закладу // Вимірювальна техніка та метрологія – 2005 - № 65 – с. 139-147.

4 *ДСТУ ISO 9001:2001.* Системи управління якістю. Вимоги.– Чинний від 2001–10–01.

5 *ДСТУ ISO 9000:2001.* Системи управління якістю. Основні положення та словник. –Чинний від 2001–10–01.

6 *Наказ* Міністерства освіти України № 161 від 2 червня 1993 року "Про затвердження Положення про організацію навчального процесу у вищих навчальних закладах".

7 *Наказ* Міністерства освіти і науки України № 1185 від 24.12.09 "Про апробацію системи рейтингового оцінювання діяльності вищих навчальних закладів у 2008/09 навчальному та 2009 календарному роках".

8 *Наказ* Міністерства освіти України №30 від 21 січня 2009 року "Про документи для проведення ліцензування".

9 *Наказ* Міністерства освіти України № 847 від 24 грудня 2003 року "Про затвердження ліцензійних умов надання освітніх послуг, порядку здійснення контролю за дотриманням ліцензійних умов надання освітніх послуг, положення про експертну комісію та порядок проведення ліцензійної експертизи та типового положення про регіональну експертну раду з питань ліцензування та атестації навчальних закладів".

УДК: 629.735.05: 629.735.083.02/03.04.058 (043.2)

О.О. Тризна, ст. викладач,
В.М. Лужбін, канд. техн. наук, доцент, П.П. Міненок
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕЖІ ПРАКТИЧНОГО ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДІВ ТА ЗАСОБІВ ТЕХНІЧНОГО ДІАГНОСТУВАННЯ АВІОНІКИ

У статті наведено аналіз практичного застосування систем технічного діагностування авіоніки. А також проаналізовано ефективність впровадження бортових централізованих систем діагностування.

Сьогодні значна кількість авіаційних подій (АП) є наслідком повторюваних несправностей. Це хибні спрацювання попереджувальної та аварійної сигналізації, відмови систем гальмування, відмови комутаційної апаратури через потрапляння вологи, тощо.

Виробники авіаційної техніки не завжди намагаються вирішувати питання конструктивного вдосконалення своєї продукції.

Так , наприклад, з аналізу розподілу штепсельних роз'ємів (ШР) в обладнанні літака типу АН-24, АН-26 , що було здійснено на основі детального вивчення та статистичної обробки фідерних схем літака, видно що у більш нових літаках збільшилась кількість ШР.

Особливо це стосується систем автопілоту, авіагоризонту та системи магнітного самописця режимів польоту (МСРП), де кількість ШР зросла у 1.5-2 рази. Крім того, більшість цих ШР знаходиться у важко доступних місцях повітряного судна (ПС). Відповідно зросла імовірність виникнення несправностей у цих системах.

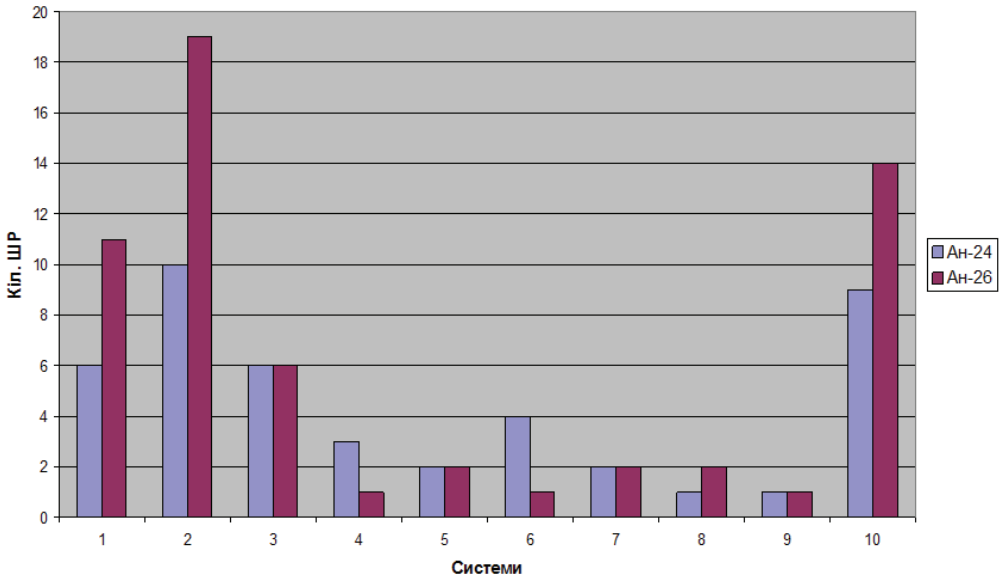


Рис. 1. Порівняльна характеристика літаків АН-24 та АН-26 за кількістю ШР

Прорахунки виробників лягають важким тягарем на плечі екіпажів, через те що наслідками зазначених відмов, зазвичай, є вимушені посадки, перервані зльоти та авіаційні події.

З іншого боку, часто через ці прорахунки збільшується навантаження на інженерно-технічний персонал (ІТП). Збільшуються частота та поглибленість профілактичних робіт в експлуатації, об'єм відновлювальних робіт під час ремонту. Трудомісткість робіт збільшується в 4 рази. При цьому відповідальність за відмову перекладається на експлуатаційний персонал.

У той самий час хотілося б відзначити недоліки практичного застосування систем технічного діагностування (ТД) та неруйнівного контролю (НК):

– основний парк ПС, що знаходяться в експлуатації, та авіадвигунів створювалися без урахування контролепридатності, що створює значні труднощі у визначенні його технічного стану під час експлуатації;

– на авіапідприємствах застосовується значна кількість різнотипність засобів НК, приладів та спецінструментів;

– засоби ТД та НК, що застосовуються, з здебільшого морально застаріли, малопродуктивні, мають низьку надійність, велику розбіжність технічних характеристик, низьку достовірність показів, придбання та заміна багатьох засобів діагностування здійснюються без належної їх атестації та випробування;

– методики та програми діагностування, що рекомендовані розробником авіаційної техніки, засновані на різних підходах, алгоритмах, процедурах прийняття рішення;

– серйозні недоліки пов'язані з застосуванням візуально-оптичного методу НК (оглядових робіт), де основним інструментом є око контролера. Такий вид контролю є наймасовішим методом для сих типів ПС. Відсутні спеціальні засоби для контролю комутаційної апаратури, виявлення корозійних ушкоджень[1].

З метою зниження трудомісткості та підвищення якості робіт з технічного обслуговування (ТО) на літаках останніх поколінь впроваджуються бортові централізовані системи діагностування на основі польотної інформації. На сучасних літаках встановлено близько 400 датчиків, що збирають дані про стан усіх бортових систем.

Централізована система відображення відмов (CFDS), що встановлена на літаках родини Airbus A320, є типовою бортовою автоматизованою системою діагностування:

– кожна бортова система містить засоби вбудованого контролю (BITE), що використовуються для виявлення несправного обладнання. До того ж система може ініціювати тести, що підтверджують наявність несправності або перевіряють, чи дана система відновлюється після несправності.

– блок централізованого відображення відмов (CFDIU) отримує і обробляє дані передані з BITE, а також попередження, що відбулися.

– результати діагностування відображуються оператору за допомогою багатофункціонального блоку керування та індикації (MCDU) та принтер, які складають інтерфейс користувача (рис.2).

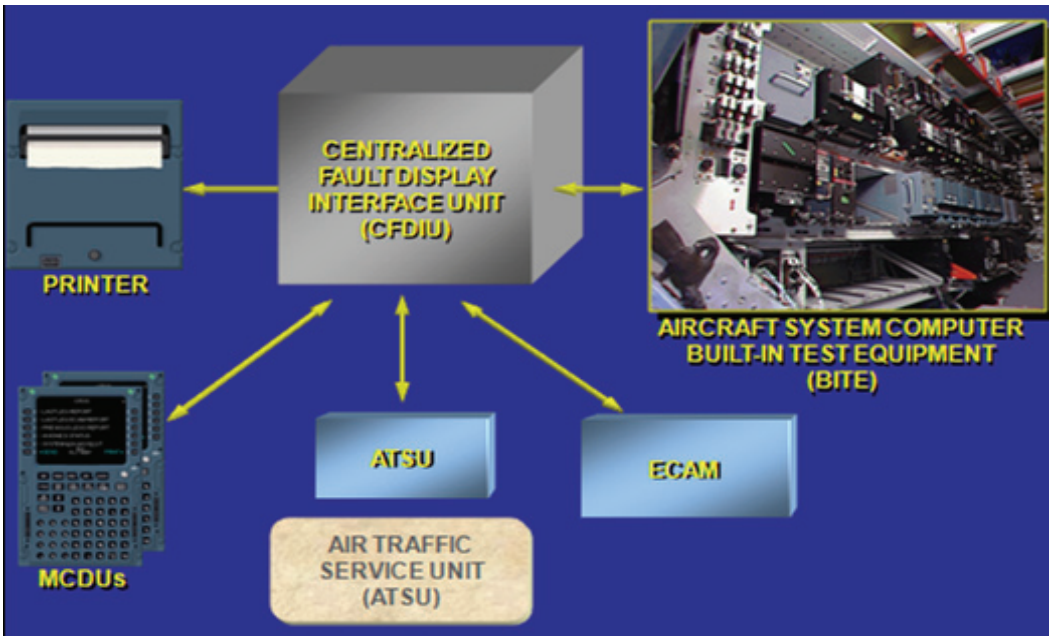


Рис. 2. Централізована система відображення відмов (CFDS)

Інформація про відмову, що надійшла за допомогою Централізованої системи відображення відмов (CFDS), використовується на декількох рівнях обслуговування:

– Лінійне обслуговування. Це обслуговування характеризується швидким втручанням технічного персоналу за короткий проміжок часу. Воно зазвичай обмежується заміною несправного обладнання. Ця дія включає ідентифікацію і/або підтвердження умов дефекту та заміну несправної одиниці обладнання. Тести здійснюються до і після демонтажу/монтажу, щоб перевірити вірність функціонування системи.

– Ангарне або базове обслуговування. Це обслуговування характеризується втручанням персоналу протягом довшого періоду часу та загалом стосується дій, що не можуть виконуватися на рівні лінійного обслуговування, через те, що процедури дуже довгі або тому що потрібен більш кваліфікований персонал. Ці дії виконуються з певними проміжками. На цьому рівні обслуговуючий персонал планує утилізацію елементів устаткування, для яких деякі механічні частини не контролюються і/або не перевіряються. Відмови у цьому випадку вважаються прихованими [2].

Таким чином Централізована система відображення відмов (CFDS) здатна виявити та ідентифікувати лише один тип несправностей, що можуть виникати в системах ПС, - відмови.

На рис. 3 представлено статистичний аналіз несправностей систем авіоніки літаків Airbus A320, що експлуатуються українськими авіакомпаніями, за період з 2005 по 2008 р.:

– загальна кількість несправностей – 1633;

– з них несправностей в системах авіоніки – 455;

– несправності в системах авіоніки у відсотковому еквіваленті – 27,86283 %;

– з них відмов у системах авіоніки – 215;

– відмов у системах авіоніки у відсотковому еквіваленті відносно сумарної кількості несправностей – 13,17%;

– з них дефектів у системах авіоніки – 69;

– з них дефектів у відсотковому еквіваленті відносно сумарної кількості несправностей – 4,22%;

– з них невизначених відмов (збоїв) у системах авіоніки – 171;

– невизначених відмов (збоїв) в системах авіоніки відсотковому еквіваленті відносно сумарної кількості несправностей – 10,47%

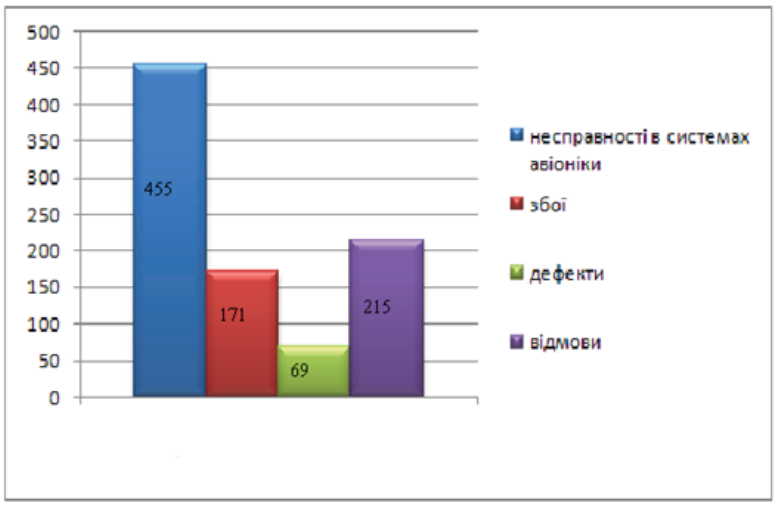
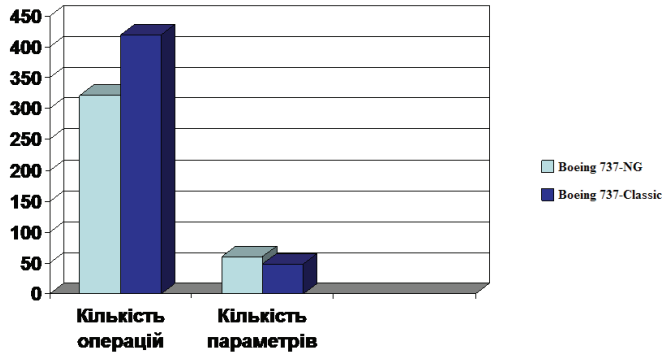


Рис. 3 Статистичний аналіз несправностей систем авіоніки літаків Airbus A320

Результати статистичного аналізу несправностей систем авіоніки літаків Airbus A320 свідчать про те, що відмови на цьому типі ПС складають менше 50% усіх несправностей. Тобто, Централізована система відображення відмов (CFDS) не в змозі виявити та ідентифікувати більшість несправностей, що можуть виникати в системах авіоніки. Для виявлення дефектів на даному типі ПС використовуються класичні засоби діагностування та неруйнівного контролю. А для виявлення та ідентифікації збоїв, що відбулися в системах, на

даний час взагалі не існує сертифікованого обладнання. І це на літаку, що є одним з найуспішніших авіалайнерів у світі.

Крім того, аналіз бортових централізованих систем діагностування літаків різних поколінь свідчить про те, що принципового прогресу в розвитку даних систем не спостерігається. Таблиця, що наведена на рис. 4, відображає кількісний та якісний аналіз процедур налаштування та діагностування блоків, що входять до складу систем повітряних сигналів та інерціальних систем літаків Boeing 737-Classic та більш нових Boeing 737-NG [3].



Налаштування та тести після встановлення блоків Boeing 737 NG			Налаштування та тести після встановлення блоків Boeing 737 Clasic		
Найменування тесту	Кількість операцій	Кіль-кість пара-метрів	Кіль-кість пара-метрів	Кількість операцій	Найменування тесту
(1) The Air Data Inertial Reference System (ADIRS) operational test	127	26	6 13	115 168	(1)Air Data System - Operational Test (2)Operational Test - Inertial Reference System
(2) The Inertial Reference (IR) system test	110	29	17 3	105 32	(3)System Test of IRS (4)IRS Self-Test
(3) The Air Data Reference (ADR) system test.	85	15	12	70	(5)System Test of ADS

Рис. 4. Аналіз бортових централізованих систем діагностування літаків Boeing 737 різних поколінь

Гістограма є графічним відображенням таблиці. З результатів порівняння видно, що на літаках нового покоління бортові централізовані системи діагностування дозволяють помітно зменшити трудомісткість робіт за рахунок зменшення кількості операцій ТО. Але, щодо кількості параметрів роботи систем, що контролюються, суттєвого покращення не відбулося.

Висновки

Літаки українських експлуатантів, різних виробників та років випуску, мають спільні недоліки практичного застосування систем технічного діагностування та неруйнівного контролю. Впровадження бортових централізованих систем діагностування очікуваного покращення якості технічного обслуговування не привнесло. Для вирішення даної проблеми рекомендується удосконалювати існуючі методи та засоби для перевірки комутаційної апаратури та проведення операцій візуальних оглядів, а також розробляти засоби виявлення та ідентифікації збоїв системах ПС.

Список літератури

1. *Інженерно-психологічний* аналіз якості візуальних оглядів авіоніки старого та нового покоління// Електроніка та системи управління.-К.: НАУ, 2010. - Вип. № 1(23). – С.82-86

2. *Aircraft* Maintenance Manual A320. - Toulouse, France: Airbus S.A.S., 2002 – 7364 p.

3. *Aircraft* Maintenance Manual 737-300/400/500. - Seattle, Washington, USA: Boeing commercial Airplanes group, 1999 – 5417 p.

УДК 625.717.02.032.32 (043.2)

А.В. Скрипец, канд. техн. наук, профессор,
В.Н. Краснов, канд. техн. наук, А.А. Ильченко, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

ИССЛЕДОВАНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ И НЕРОВНОСТЕЙ СОВРЕМЕННЫХ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

В данной статье рассмотрен вопрос исследования шероховатости и неровности современных взлетно-посадочных полос оптико-электронным методом.

Вступление. В городе Кардиффе (Уэльс) 18 апреля 2007 года исполкомом УЕФА было принято решение передать право проведения Чемпионата Европы по футболу 2012 года Украине и Польше. В связи с этим стал остро вопрос о развитии инфраструктуры в стране, в частности, строительство или реконструкции аэропортов, а с ними и строительство современных взлетно-посадочных полос. Таким образом, к ЕВРО 2012 в таких городах как Киев, Львов, Донецк, Харьков идет строительство современных взлетно-посадочных полос способных принять самолет любого класса. На поверхность этих ВПП перпендикулярно к оси, искусственно наносятся параллельные бороздки глубиной 0.5-1.5мм.

Актуальность исследования. Проверкой качества нанесения этих бороздок поперек ВПП (шероховатость) и вдоль полосы (неровность) в настоящее время занимается Киевский НИИ «Аэропроект», который на данном этапе времени не имеет высокомобильных точных аппаратных средств измерения. Поэтому стала актуальной проблема исследования шероховатости и неровности ВПП.

Анализ последних исследований показал, что на сегодняшний день есть несколько способов, которые позволяют нам измерить глубину бороздок, они реализуются, либо механическими индикаторами, либо путем заполнения их сыпучими или жидкими материалами, что довольно трудоемко. Таким образом, остро стоит вопрос решение проблемы по измерению шероховатости и неровности ВПП.

Основной материал. В данной статье предлагается один из вариантов измерения шероховатости и неровности. Это оптико-электронный метод проверки качества нанесения бороздок на поверхность ВПП с применением цифрового автоколлиматора, использующий линейный пространственный ПЗС – фотопреобразователь. Метод позволит мобильно и что немаловажно, оперативно провести измерения.

На рис.1 приведена структурная схема ЦАК.

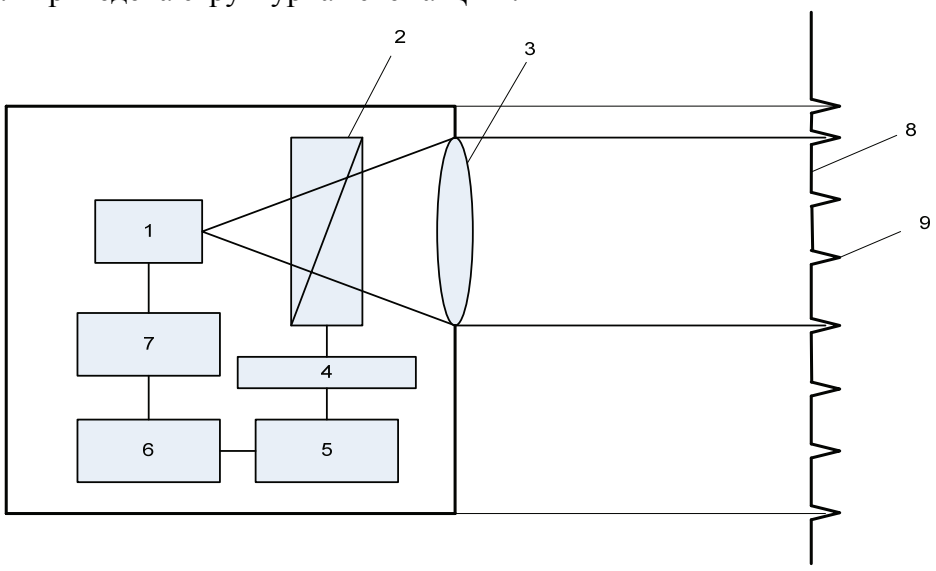


Рис. 1. Структурная схема ЦАК

На рис. 1 сделаны следующие обознания:

1 – источник света;
2 – светоделительный кубик;
3 – линза;
4 – ФПЗС-1Л;
5 – синхрогенератор;
6 – блок обработки информации на микроконтроллере AVR ATmega8;
7 – дисплей;
8 – ВПП;
9 – бороздки, нанесенные на бетонное покрытие.

В процессе измерения шероховатости необходимо определить изменение глубины бороздок h. На рис. 2 рассмотрен метод измерения h автоколлиматором, где Δl - ширина, которая непосредственно измеряется прибором, а изменение глубины Δh вычисляется прибором аналитически по формуле:

$$h = \frac{\Delta l}{2} tg\left(90 - \alpha/2\right), \tag{1}$$

где $\frac{\Delta l}{2}$ - полуширина бороздки; α - угол заточки резца, который наносит бороздку в бетонной поверхности ВПП.

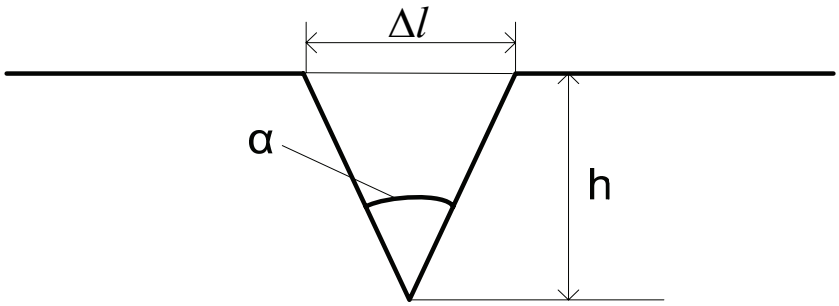


Рис. 2. Параметры бороздки на взлетно-посадочной полосе

Рассмотрим принцип измерения по выходному сигналу с выхода линейного ФПЗС.

В зависимости от диаметра объектива в поле анализа ЦАК может быть одна или две бороздки, так как, с одной стороны, поле анализа определяется размерами ПЗС, а с другой стороны, размерами объектива. Например, для линейной ФПЗС-1Л (500 Х 0.24 = 12мм) реально без искажений можно контролировать одну бороздку, а для линейной ФПЗС фирмы SONY длинной 24мм., можно уверенно контролировать две бороздки. Если размеры объектива увеличить, и обеспечить режим «сшивки» видеосигнала из нескольких последовательно включенных ФПЗС, то можно одновременно контролировать несколько бороздок.

Процесс обработки информации с одним линейным ФПЗС приведен на рис. 3, на котором:

а) – выходной сигнал с линейного ФПЗС;
б) – выходной сигнал после фильтра низких частот;
в) – сигнал после компаратора;
г) – преобразование временных интервалов в код.

Как следует из рис. 3, подсчитанное количество импульсов с периодом $2T_0$, которое обеспечивается преобразователем, пропорционально $\frac{\Delta l}{2}$ и дает нам необходимую информацию о параметре h, так как остальные составляющие формулы (1) являются константами и характеризуют режущий инструмент.

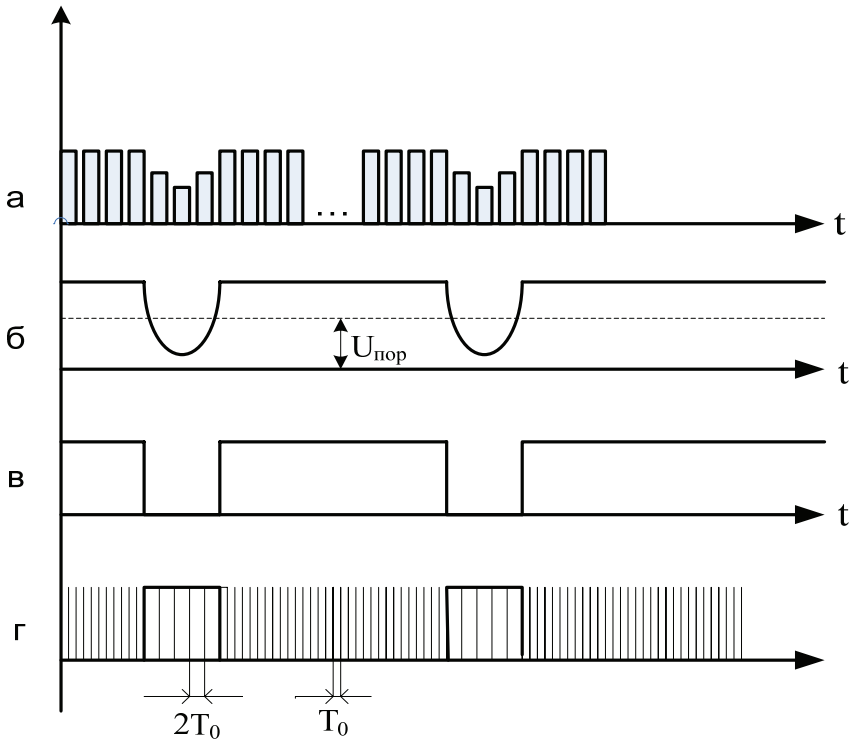


Рис. 3. Обработка информации ФПЗС линейкой

Для работы со светочувствительной линейкой нужно сформировать последовательность сдвинутых тактовых импульсов, синхронизированных по времени в порядке изображенном на циклограмме рис.4.

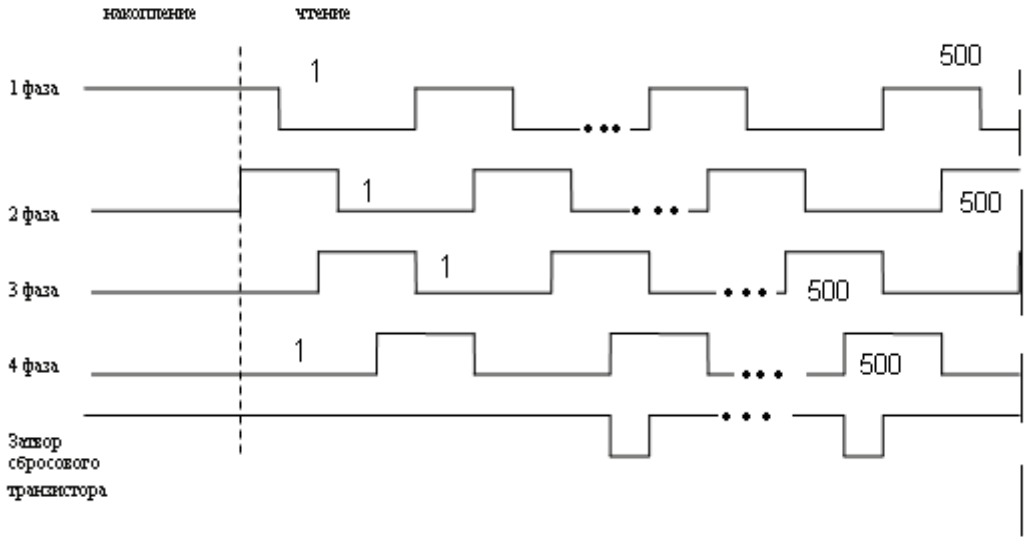


Рис. 4. Циклограмма синхроимпульсов для управления светочувствительной линейкой ФПЗС-1Л

Функции основного блока обработки информации устройства синхрогенератора выполняет микроконтроллер типа AVR ATmega8.

Алгоритм работы микроконтроллера изображен блок-схемой на рис.5.

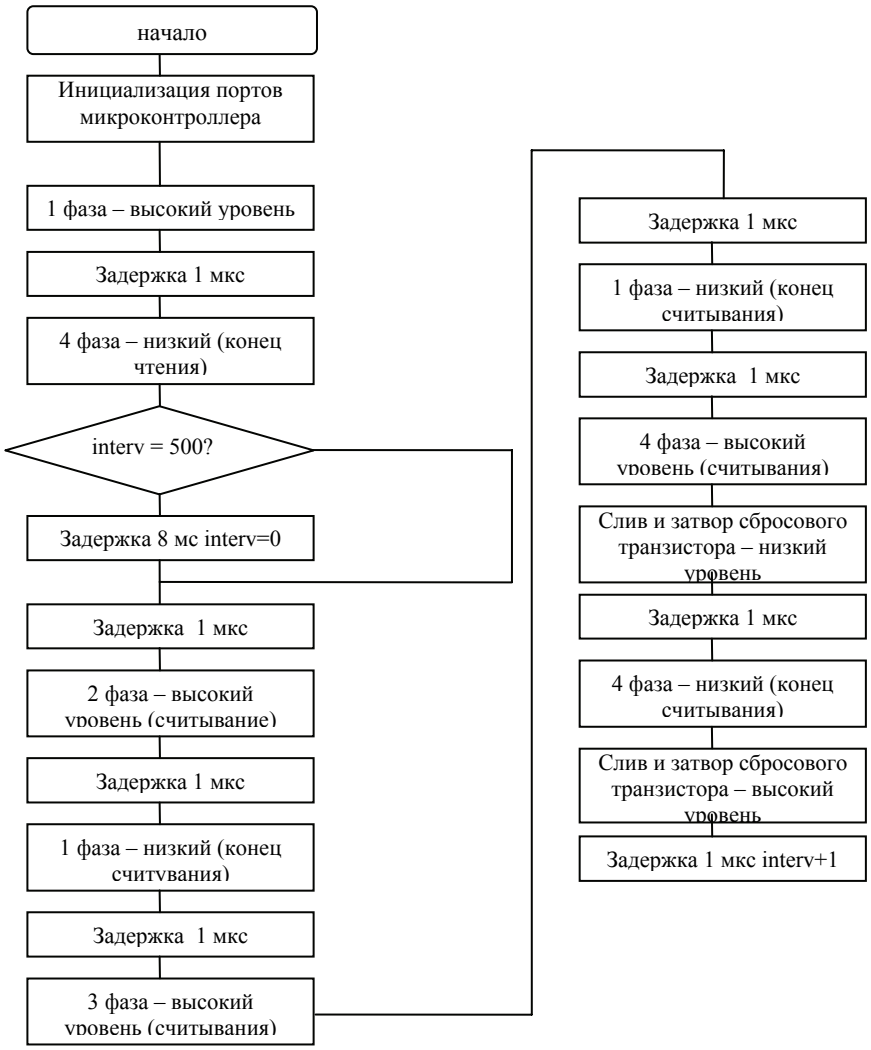


Рис. 5. Блок-схема алгоритма с управления светлочувствительной ПЗС – линейкой

Алгоритм и программа статистической оценки качества шероховатости и неровности взлетно-посадочной полосы в настоящее время находится в стадии разработки.

Выводы

В данном материале мы рассмотрели оптико-электронный метод оценки качества критериев взлетно-посадочной полосы, такие как неровность и шероховатость. Метод позволяет провести исследования без особых временных затрат, оперативно и главное точно.

Список литературы

1. *Капичин И.И.* Оптико-электронные углоизмерительные системы. – К.: Техника,1986. –144 с.

2. *Краснов В.Н., Кунда Н.Е., Макогон В.И.* Авторское свидетельсво №162650, 1981.

3. *Секен К.,Томпсет М.* Приборы с переносом заряда. – М.: Мир, 1978.

УДК 621.377 (043.2)

Л.М. Ситнянських, асистент
О.Г. Ситник, канд. техн. наук, доцент
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПОКАЗНИКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ СКЛАДНИХ СИСТЕМ АВІОНІКИ, ВИМОГИ ТА ОСОБЛИВОСТІ КРИТЕРІЇВ ЇХ ОЦІНКИ

Теоретичні аспекти виникнення проблем оцінки ефективності засобів авіоніки є актуальною темою вивчення. Вирішення проблем впливу показників ефективності функціонування складних систем авіоніки та особливості критеріїв їх оцінки, їх вплив на якість функціонування потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів.

Вступ. Одним з головних напрямків розвитку цивільної авіації є удосконалення систем авіоніки через вивчення вимог до показників ефективності функціонування складних систем та особливості критеріїв їх оцінки [1], тому пропонується це робити за допомогою використання програмно-апаратних методів та засобів обробки зображень. Звичайно та чи інша мета може бути досягнена різними шляхами, але завжди бажано знати кращий з них, так як в реальних умовах доводиться рахувати з обмеженістю матеріальних ресурсів і часу [2], які витрачаються на досягнення цілі. Вирішення існуючих проблем оцінки засобів авіоніки стримується відсутністю сучасної теорії і впливом показників ефективності складних систем та особливостями критеріїв їх оцінки [3], на якість їх функціонування, що потребує роз'яснення багатьох теоретичних моментів.

Актуальність дослідження проблем оцінки якості систем відома спеціалістам, хоч якимось чином пов'язаним з цивільної авіацією, але поняття “кращий” [4] в авіоніці відносне, воно починає дещо визначати тоді, коли призначений показник або критерій якості визначається за допомогою рішень, що приймаються в процесі розробки, проектування, експлуатації, обслуговування, або ремонту. Роль і актуальність визначення показників якості цим не вичерпується, як правило, має науковий інтерес їх кількісна оцінка, яку пропонується зробити за допомогою візуалізації інформації. Якщо вона існує з’являється можливість більш точної оцінки ефективності функціонування систем авіоніки, через ефективності прийняття того, чи іншого рішення. Визначення можливих показників та критеріїв, які використовуються для більш точної оцінки ефективності, складних систем авіоніки існує, але є різні погляди на цю проблему.

Аналіз останніх досліджень, в яких започатковано розв’язання проблеми впливу показників ефективності функціонування складних систем авіоніки та особливості критеріїв їх оцінки полягають в тому, що здається неможливим вирішення проблеми оптимальності процесів розробки, проектування, експлуатації, обслуговування, або ремонту за допомогою їх програмно-апаратних засобів і сучасної теорії візуалізації інформації. Вважаємо, що сучасна оцінка ефективності систем авіоніки можлива, якщо більш точно визначені критерії та показники її ефективності.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв’язок із важливими науковими завданнями полягає в дослідженні вимог до показників ефективності функціонування складних систем авіоніки та особливості критеріїв їх оцінки, яки може бути викликані цілою низкою причин, з метою вирішення багатьох проблем розробки, проектування, експлуатації, обслуговування, або ремонту. Розробка методики оцінки ефективності складних систем авіоніки в роботі ґрунтується на прийнятті конкретних рішень [2] при аналізі і синтезі таких систем, а також на процесах їх функціонування.

Мета дослідження. Необхідність визначення мети дослідження дозволить формалізувати задачі [3], які вирішуються системою авіоніки і, основні фактори, що оцінюється і визначають ефективність її функціонування та умови, які обмежують її можливості.

Виклад основного матеріалу дослідження. Основною вимогою при визначенні показника ефективності систем авіоніки є відповідність (адекватність) цього показника цілі операції [4], або процесу яка відображається потрібним результатом N_{TP}. Вважаємо, що системи авіоніки призначені для визначення задачі мінімізації розбіжностей між потрібним (бажаним) результатом N_{TP} і тим реальним N_U., який досягається.

Запропоновані шляхи вирішення проблем. Відомо [4], що для опису відповідності результату, який досягається, потрібному можна формально ввести числову функцію δ на множині можливих результатів (стратегій операції) $\delta = \delta\left(N(u), N_{TP}\right), \quad u \in V$, яку називають функцією відповідності. Суворо кажучи, треба визначати як міру розбіжностей N_{TP} і N в результаті застосування авіоніки, тобто шляхом оцінки результату N, який досягається. Як в першому, так і в другому випадках δ функціонально пов'язана з великою кількістю параметрів (змінних) x, які відображають фактори, що виливають на процес функціонування системи авіоніки. Формально це можна показати у вигляді функції (функціонала) $f\left(x\right)$, визначеного на множині вказаних змінних.

Вперше була встановлена природа функції $f\left(x\right)$, яка дозволяє оцінити ступінь досяжності мети [6], яка стоїть перед системою авіоніки, з урахуванням факторів, які виливають на процес її функціонування. В багатьох випадках моделювання процесів x є випадковою перемінною (випадковим вектором), і тоді $f\left(x\right)$ теж буде випадковою величиною. В якості показника ефективності авіоніки пропонується використовувати математичне очікування функції $D\left(x\right) = M\left\{f\left(x\right)\right\}$. Якщо x – це випадкова перемінна, то $D(x) = f(x)$. Вважаємо, що результат функціонування системи авіоніки може бути описаним однією величиною, $D(x)$, яка визначає скалярний показник ефективності.

Вперше розроблений метод управління процесом. Ефективність рішення кожної з таких задач оцінюється відповідним частковим показником $D_i(x)$ – показником ефективності *i*-ої підсистеми. Крім того, різноманітні задачі можуть вирішуватися однією системою на різних етапах процесу її функціонування. Тоді $D_i(x)$ – показник ефективності рішення задачі на *i*-му етапі.

$$D\left(x\right) = \left\{D_1(x), D_2(x), ..., D_i(x), ..., D_n(x)\right\}, \tag{1}$$

де n – кількість часткових показників $D_i(x), \quad i = \overline{1,n}.$, V – множина припустимих рішень.

Науковий результат. Встановлене, що критерій засновується на деякому показнику ефективності [8]. Тому звичайно користуються скороченим виразом „критерій $D(x)$" замість „критерій з показником ефективності $D(x)$". Критерії ефективності вводяться на основі певної концепції вироблення рішень. Розрізняють три такі концепції: придатності, оптимізації, адаптації. Згідно концепції придатності раціональне будь-яке рішення „*P*", при якому обраний показник приймає значення не нижче деякого припустимого рівня D_0, тобто

$$D(u) \geq D_0, \quad u \in V, \tag{2}$$

Особистий внесок авторів полягає у розкритті суті процесу, механізму вирішення проблем, тому приведенні відношення яки поділяють на множину припустимих рішень, на дві підмножини, що не перетинаються: $V_{пр}$ – підмножина припустимих рішень і $V_{непр}$ – підмножина не припустимих рішень. Тобто у відповідності до цього правила [1] всі припустимі рішення $u \in V_{пр}$ рівноцінні (однаково задовільні), як і всі неприпустимі рішення з множини $V_{непр}$ однаково незадовільні. Запропонована концепція призводить до негнучкої та нецілеспрямованої системи дій, тому, що усі $v \in V_{пр}\left(v \in V_{непр}\right)$ в загальному випадку не можуть бути однаково ефективними. Оптимізація зводиться до визначення рішень $u \in V$, де обраний показник ефективності при фіксованих обмеженнях, тобто

$$\begin{cases} D\ (u^*) = \underset{u \in V}{extr}\ D\ (u), \\ C\ (u^*) \neq C_0. \end{cases} \tag{3}$$

Ця концепція призводить до цілеспрямованої і гнучкої системи дій, тому що враховує поточну інформацію щодо змін, які відбуваються в системі авіоніки при впливі зовнішнього середовищі з метою реалізації рішень P^*. Згідно з концепцією адаптивності раціональним слід вважати рішення $P^*(t)$ із множини $V(t)$, яка, наприклад, забезпечує виконання умови

$$\begin{cases} D_t(u^*(t),\tau) = extrD_t(u(t),\tau), \\ C(u^*(t),\tau) \le C_{t0}. \end{cases} \tag{4}$$

де t – час; τ – упередження прогнозу.

Запис $D_t(*)$ означає, що на різних етапах процесу функціонування систем авіоніки можуть використовуватися різні показники ефективності. В рамках концепції придатності вибір рішення здійснюється у відповідності до 1 або 2 критерію придатності.

1. Критерій припустимого середнього результату. Для визначеності в якості показника ефективності авіоніки оберемо λ числа об`єктів від кількості відмов, що сталися $\overline{M}_{kw}$. Наслідком застосування критерію припустимого результату буде вибір тих рішень u^* із множини припустимих, які забезпечують виконання умови u^*, а це є $\overline{M}_{kw}(u^*) \ge M_\lambda$.

2. Критерій припустимої гарантії. В цьому випадку в якості показника ефективності авіоніки використовуються показники типу імовірності досягнення мети. Приймемо для визначеності в якості показника ефективності імовірність $p\left(\Delta_{збер} \ge \Delta^*\right)$. результатом застосування такого критерія буде прийняття рішень u^{**} із множини припустимих, які забезпечують виконання умови u^{**}

$$L\left(\Delta_{збер} \ge \Delta^*\right) \ge L_{потр}, \tag{5}$$

де $L_{потр}$ – припустимий рівень імовірності виконання умови $\Delta_{збер} \ge \Delta^*$.

В залежності від обраного показника ефективності авіоніки при дослідженні на моделі результатів експериментів пропонується виділити такі критерії оптимальності.

1. Критерій максимального середнього результату. Якщо показником ефективності авіоніки служить $\overline{M}_{kw}$, то застосування критерія максимуму кількості відмов, що сталися приведе до вибору такого рішення u^* з виразу $\max\limits_{u} \overline{M}_{kw}(u)$, $u \in V$ в межах прийнятих обмежень.

2. Критерій максимальної гарантії. Цей критерій оснований на показнику ефективності авіоніки в формі імовірності того, що реальний результат прийме значення не нижче потрібного. Якщо в якості показника ефективності авіоніки використовується імовірність $L\left(\Delta_{збер} \ge \Delta^*\right)$, то результатом використання критерію максимальної гарантії буде вибір рішення u^*, для якого забезпечується виконання умови u^* з наступного виразу $\max\limits_{u} L\left(\Delta_{збер} \ge \Delta^*\right)$, $u \in V$ в межах прийняття обмежень.

Пропонується низка рекомендації загального характеру, які можуть бути корисними при виборі критерію ефективності.

1. Якщо стоїть задача вибору із набору відомих фіксованих рішень (або вибору системи з деякої кількості систем авіоніки), необхідно використовувати критерії придатності.

2. Якщо стоїть задача досягнення максимальної ефективності систем авіоніки на етапі синтезу, коли можливо маніпулювання її характеристиками, алгоритмами, структурою тощо, слід застосувати критерії оптимізації (але цього не завжди можна досягнути).

В процесі експериментів припустимо для точності, що математичні очікування можливих результатів однакові, тобто $M_1(Y) = M_2(Y)$. При фіксованому значені потрібного результату $Y_{потр}$, як бачимо з графіку, другому рішенню відповідає більша, ніж першому, імовірність того, що результат застосування системи буде не нижче потрібного, тобто

$L_2\left(Y \geq Y_{потр}\right) \succ L_1\left(Y \geq Y_{потр}\right)$. Отже, при такому заданому $Y_{потр}$ перевагу слід віддати другому рішенню. Але, якщо значення потрібного результату задано достатньо великим, наприклад $Y^*_{потр}$, то переважним буде перше рішення, хоча імовірність гарантії досягнення потрібного результату при оцінки систем авіоніки буде не дуже великою.

$$D_i(x) = \sum_{i=1}^{n} x_i D_i(x). \tag{6}$$

Дослідження такого типу (6) зустрічаються досить рідко і пов'язані, на нашу думку, з показниками витрат ресурсів, яки реалізуються за допомогою розробленої В цьому випадку в якості середньозваженого показника рекомендується використовувати середнє геометричне

$$D_0(x) = \prod_{i=1}^{n} D^x(x). \tag{7}$$

Використання такого показника (7) призводить до того, що недостатня величина одного часткового показника компенсується надлишковою величиною іншого в системах авіоніки.

$$D_{-\infty}(x) = \min_i D_i(x). \tag{8}$$

Якщо припустимо, збільшення одного часткового показника (8) ціною будь-якого зменшення значень інших, то використовують показник типу

$$D_{\infty}(x) = \max_i D_i(x). \tag{9}$$

Для спрощення вибору вагових коефіцієнтів x_i, $i = \overline{1,n}$, в процесі рішення за допомогою Тр._зад. часткові показники, які входять до середньозваженого показника, повинні бути безрозмірними. Тоді із множини M систем авіоніки, кожна з яких характеризується s частковими показниками $D^*_{im}(x)$, $i = \overline{1,n}$, $\sigma = \overline{1,M}$, потрібно обрати одну найкращу з точки зору обраного критерію. В таких випадках нормування часткових показників пропонується здійснювати за правилом

$$D^*_{im}(x) = \frac{D_{im}(x)}{\sum_{m=1}^{M} D_{im}(x)}. \tag{10}$$

Загальні правила вибору коефіцієнтів x_i, $i = \overline{1,n}$, на сучасному етапі для систем авіоніки не розроблені. В кожному конкретному випадку їх визначають своїм способом.

Висновки

Таким чином, ми показали, що при оцінці ефективності складних систем авіоніки важливе значення має правильний вибір системи показників та критеріїв якості, з обов'язковим урахуванням вимог, які висуваються до них в кожному конкретному випадку.

Список літератури

1. *Вентцель Е.С.* Исследование операций – М.: Сов. Радио, 1972. – 552 с.

2. *Барабаш Ю.Л.* Основи теорії оцінювання ефективності складних систем. – К.: вид. НАОУ, 1999. – 40 с.

3. *Ситник О.Г., Азарсков В.М.* Інтелектуальні системи прийняття рішень для підтримки процесів експлуатації, обслуговування та ремонту бортового обладнання авіаційної техніки // Проблеми інформатизації та управління. № 4 (15). – К.: НАУ, 2005. – С. 4 – 7.

4. *Анцелиович Л.Л.* Надежность, безотказность и живучесть самолета. – М.: Машиностроение, 1985. – 296с.

УДК 81.95.53: 81.93.03 (043.2)

О.Р. Царик, аспірант
О.Ю. Буров, д-р техн. наук, професор
(Національний авіаційний університет, У країна)
О.Є. Стрижак, канд. техн. наук
(Інститут телекомунікації та глобального інформаційного простору, Україна)

ЗАСОБИ ФОРМУВАННЯ НАВЧАЛЬНО-ОПЕРАЦІЙНОГО СЕРЕДОВИЩА ФАХІВЦІВ У ГАЛУЗІ АВІАЦІЇ

Розглянуто засоби аналізу інформаційних ресурсів суб'єктів навчального процесу на основі комбінованого розпізнавання синтаксичних та семантичних відношень. Обговорюються засоби формування навчальних інформаційних ресурсів на основі побудови семантичних мереж описів об'єктів предметних областей та інструменти побудови онтологій навчального призначення

Одним з перспективних напрямків подальшого вдосконалювання електронних систем навчання є розробка методологічних, онтологічних і логічних основ конструювання баз знань навчального призначення (БЗНП). До онтологічних аспектів відноситься коло питань, починаючи від сфери застосування й до формального опису компонентів комп'ютерних онтологій предметних дисциплін. Головний вектор досліджень спрямований на формалізацію етапів побудови, структурування й подання знань предметної дисципліни при навчанні і інтегрованого з інформаційним навчальним ресурсом проблемного простору, що дозволяє отримати ефективне поєднання лекційного й лабораторного матеріалів. У свою чергу, ефективна реалізація зазначених етапів і одержання кінцевого результату (у вигляді, бібліотеки онтологічних баз знань предметних дисциплін) неможлива без проведення системно-онтологічного аналізу заданої сукупності інформаційних навчальних ресурсів.

Знання складають основу інтелектуальних навчальних ресурсів, що можуть бути використані у навчальної взаємодії з талановитою молоддю. Зокрема, це стосується сфери знання-орієнтованих інформаційних систем обробки текстової інформації. Одним з підкласів таких систем є онтолого-керовані інформаційні системи (ОКІС) обробки знань, що містяться в ПМО, які дозволяють в якості "уявного образу деякої частини реального світу" (сукупності знань про деяку предметну область (ПдО)) використовувати лінгвістичний корпус науково-технічних текстів (ЛКТ), отриманих як із мережі Інтернет, так і з монографій, науково-технічних документів тощо.

В загальному випадку ОКІС обробки знань з ПМО складається з двох інтегрованих ІС: мовно-онтологічної інформаційної системи (МОІС) для "внутрішньомовної" обробки текстової інформації та ОКІС ПдО для "машинної" обробки предметних знань. МОІС обробки текстової інформації на основі мовних знань описана в [1]. Перехід між вказаними "внутрішньомовною" та "машинною" сферами обробки виконується при реалізації відповідного алгоритму, що використовує базу мовних знань (в основі якої лежить мовно-онтологічна картина світу (МОКС)) і базу знань заданої ПдО. Ланцюжок інформаційних технологій "*Комп'ютерна обробка природномовних текстів → Представлення знань → Комп'ютернаобробка знань*" являє собою реалізацію базових процедур аналізу, синтезу та розуміння природної мови комп'ютером, які в більш загальному розумінні можна виразити продукційним ланцюжком *вхідне_повідомлення → система_знань → реакція*.

У даній роботі буде розглянутий онтологічний аспект проектування баз знань навчального призначення, який є одним з важливих практичних застосувань напрямку онтологічного інжинірингу. За допомогою запропонованого підходу можуть бути вирішені, а також якісно поліпшені результати рішення наступних актуальних завдань в галузі освіти:

– автоматизована розробка баз знань навчального призначення на основі лінгво-семантичного аналізу великих обсягів текстової інформації з використанням оригінальних

інструментальних засобів. При цьому вихідна текстова інформація може залучатись з багатьох різноманітних джерел, наприклад з апробованих у навчальних закладах підручників на українській і російській мовах по предметній дисципліні;

– структурування й обробка термінів і понять, які містяться в інформаційних навчальних ресурсів по визначеній предметній дисципліні;

– істотне зменшення трудомісткості складання баз знань навчального призначення, у т.ч. нових баз знань.

Онтологічний підхід. Комп'ютерні онтології – це розділ інформатики, як теоретичної, так і практичної, що інтенсивно розвивається. Актуальність даного напрямку є сьогодні очевидною. Комп'ютерну онтологію деякої предметної дисципліни можна розглядати як загальнозначущу, відкриту базу знань, що представлена на загальноприйнятій (формальній) мові специфікації знань. В онтолого-класифікаційній схемі засобів і методів штучного інтелекту онтологічний підхід трактується як різновид системного підходу, заснованого на знаннях. Онтологічний підхід забезпечує ефективне проектування компонентів будь-якої знання-орієнтованої інформаційної системи. Вважаємо, що знання-орієнтована система розробки БЗНП, як і знання-орієнтована інформаційна системи із обробкою знань, які містяться в інформаційних навчальних ресурсів, розроблена з урахуванням *онтологічного підходу*, якщо вона має наступні характерні риси:

1. Використання комп'ютерних онтологій по предметній дисципліні, що забезпечує ефективну машинну обробку загальномовних і предметних знань;

2. На відміну від звичайного, суб'єктивного підходу при розробці навчального ресурсу, системно-онтологічний підхід [1] припускає строгу (наскільки це можливо на даному етапі розвитку науки) структуризацію термінів і понять предметної дисципліні. Категоріальний рівень представляється *онтологією верхнього рівня* домена предметних дисциплін. Проектування *онтології верхнього рівня* повинне бути включене в загальний алгоритм розробки БЗНП;

3. Архітектурно-технологічні особливості:

– модельно-керована архітектура характеризується високим рівнем формалізації подання онтології предметної дисципліни і механізмами онтолого-керованості;

– високий ступінь інтеграції предметних знань по сукупності дисциплін навчального підрозділу.

4. Використання оригінальних інструментальних засобів підтримки автоматизованої побудови онтологій предметної дисципліни (методика, технологія й програмна реалізація).

Тільки інформаційна система з онтолого-керованою архітектурою, що має у своєму складі комп’ютерну онтологію деякої предметної дисципліни, дозволяє реалізувати всі переваги електронного інформаційного навчального ресурсу. Найбільше повно зазначені властивості проявляються при використанні й взаємодії онтологій двох рівнів - онтології домена предметних дисциплін (множини дисциплін, що читаються на факультеті) і онтологій самих предметних дисциплін. При цьому природно знаходять своє рішення такі проблеми як: відкритості й закритості систем навчання; однаковості подання понятійних структур навчання; автоматизованої побудови нових курсів навчання з урахуванням накопичених викладачами знань тощо. Довільна онтологія (проста, змішана або формальна) ефективна, насамперед, у навчанні. Дійсно, набагато ефективніше показати учневі онтограф предметної дисципліни, ніж іншими засобами описувати концепти дисципліни і їх зв'язки.

Онтологія структурує знання деякої предметної області відповідно до онтологічних принципів. Викладачеві онтологія (особливо комп'ютерна) полегшить розробку навчального курсу, студентові поліпшить сприйняття матеріалу й взаємозв'язку предметних знань. У силу цього можна чекати значного ефекту від застосування онтологій в освіті у вигляді поліпшення якості сприйняття знань у предметній дисципліні.

Найбільш повно переваги онтолого-керованої інформаційної системи у навчальному закладі проявляються при використанні й взаємодії онтологій двох рівнів - онтології домена предметних дисциплін і онтологій самих предметних дисциплін.

Використання онтології як компоненти інтерфейсу користувача особливо важливо при автоматизованому створенні баз знань навчального призначення, тому що онтологія включає семантичну інформацію щодо обмежень, накладених на поняття і їх відносини.

Засоби інструментальної підтримки автоматизованої побудови онтологій предметних дисциплін. Однією з головних вимог до онтологізованих (знання - орієнтованих) систем розробки баз знань навчального призначення (з формуванням термінів і понять з природно-мовних навчальних ресурсів) є наявність формалізованої методики автоматизованої побудови онтології довільної предметної дисципліни, діючої інформаційної й функціональної моделі і відповідних програмно реалізованих інструментальних засобів. При цьому передбачається, що як джерело онтологічних знань виступає лінгвістичний корпус текстів множини навчальних ресурсів (на російській і українській мові) із заданої дисципліни.

Для обробки текстів українською мовою відомі тільки лінгвістичні програмні процесори, що використовуються в основному для побудови лексикографічних систем. Крім того, окремою проблемою для всіх систем-прототипів представляється лінгвістична обробка великих обсягів текстової інформації за реальний час.

Розглянемо автоматизований метод формування множини понять. Для автоматизованої побудови понятійного апарата з текстів предметної області використовується пошук і виділення субстантивних іменних словосполучень, що виражаються схемою: узгоджуване слово + іменник. У цій моделі іменник є головним словом, а узгоджуване слово - залежним і може виражатися як прикметником, так і іменником. Словосполучення можуть включати у свій склад також прийменники й сурядні сполучники. Кількість слів в іменних словосполученнях звичайно коливається від двох до п'ятнадцяти й у середньому становить три слова.

Автоматичне виділення однослівних і багатослівних термінів, крім шаблонів, використовує результати синтактико-семантичного аналізу тексту. Розпізнання поверхневих семантичних відносин здійснюється за допомогою аналізу флексій повнозначних слів, з огляду на прийменники й сполучники, без попереднього повного граматичного розбору й побудови синтаксичних відносин, які використовується в традиційній граматиці.

Процедура виділення термінів з тексту включає два основних етапи. На першому етапі відбувається безпосередній пошук у тексті слів і словосполучень – кандидатів у терміни.

На другому етапі список кандидатів у терміни фільтрується: враховується значимість виділених словосполучень (наближеність у дереві розбору до підмета або присудка речення) і частота, з якої вони зустрічаються в тексті.

Тезауруси як методологічна платформа побудови інтелектуальних інформаційних навчальних середовищ. Одним з ефективних інструментів побудови наочно-орієнтованих онтологий (онтології наочних галузей), за допомогою використання якого при плануванні і підтримки навчання можна управляти процесом засвоєння знань, виступає тезаурус — система понять і семантичних відношень між ними певної навчальної дисципліни (наочної області). Структура тезауруса і його словарних статей в комп'ютерному варіанті за допомогою спеціальний розробленій функціональності дозволяє автоматично отримувати списки семантичних полів (контекстів), вивчаються наочних областей, що відповідають фрагментам. Експліцитноє представлення семантичних стосунків між поняттями також дає можливість вимірювати силу того або іншого семантичного відношення кількісними і якісними методами. Самі семантичні стосунки можуть бути диференційовані далі, що створює багатовимірний інформаційний простір для моделювання понятійних комплексів різних рівнів складності. Впровадження комп'ютерного тезауруса в учбовому процесі, зокрема, дозволяє:

– вивчати основну термінологічну лексику даної дисципліни, використовуючи також засоби візуалізації об'ектов-понятій;

– асоціативно засвоювати елементи знань на основі багатоаспектного використання інформації тезаурусної структури, що генерується в комп'ютерному учбовому середовищі;

– моделювати учбові ситуації і вирішувати завдання з даної наочної області на понятійному рівні;

– діставати доступ до комп'ютерного тезауруса одночасно багатьом користувачам в слушний для них час;

– розробляти особисті тезауруси вчителя і виучуваного і формувати учбові бази знань у вигляді тезаурусів по різних дисциплінах;

– обмінюватися моделями знань у формі тезауруса;

– вбудовувати створені тезауруси в комп'ютерні учбові середовища складнішої структури;

– розміщувати розроблені тезауруси по різних учбових дисциплінах в Інтернеті для навчання і розвитку.

Функціонально тезаурусная система будується на основі описів відношень між поняттями (об'єктами) наочної області і їх властивостей.

Висновки

У роботі розглянуто засоби аналізу інформаційних ресурсів, на основі комбінованого розпізнавання синтаксичних та семантичних відношень, що зв’язують слова в тексті, яке являє собою підхід безпосереднього розпізнавання з елементами граматичного аналізу. Визначений у роботі підхід дозволяє на етапі синтактико-семантичного аналізу інформаційних ресурсів, зменшити обсяг нерозпізнаних неоднозначностей до мінімального. Використання наведеного алгоритму заміщення займенників дає можливість отримати додаткові зв’язки між відповідними поняттями у реченні та у всьому тексті. Потрійний аналіз неоднозначностей з використанням зворотного зв'язку від онтологічного блоку до блоку морфологічного аналізу дозволяє побудувати більш адекватну акторно-семантичну структуру речення. У подальших дослідженнях у цьому напрямку необхідно конкретизувати побудову онтологічного представлення ПМО в цілому, розробити та обгрунтувати механізм формального переходу від мовного до машинного представлення текстової інформації.

Запропоновано засоби формування навчальних інформаційних ресурсів на основі побудови семантичних мереж описів об’єктів предметних областей. Визначено інструменти побудови онтологій навчального призначення, як платформ формування інформаційних середовищ, у яких учні можуть виконувати навчально-дослідницьку діяльність.

Створені засоби підтримки такої діяльності – кабінет досліджень у якому забезпечується доступ учнів до відповідних за дослідженням інформаційних ресурсів.

Список літератури

1. *Палагин А.В., Петренко Н.Г.* К проектированию онтологоуправляемой информационной системы с обработкой естественно-языковых объектов. Математические машины и системы. - 2008. - №2. - С.14-23.

2. *Рыков В.В.* Управление знаниями. - http://ryk-kypc2.narod.ru/part2.doc.

3. *Гладун В.П., Величко В.Ю.* Конспектирование естественно-языковых текстов. Proceedings of the XI-th International Conference “Knowledge-Dialogue-Solution”(KDS’2005).- Varna, Bulgaria.- 2005.- pp.344-347 vol.2.

4. *Башмаков А.И.* Интеллектуальные информационные технологии: Учеб. пособие. – М.: Изд. – во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 304 с.

5. *Андрусенко Т.Б, Стрижак О.Є.* - Управление учебным процессом на основе тезаурусов.: e-Learning World (Москва). — 2007.– N 1. – с.56-62.

6. *Стрижак О.Є.* – Комп’ютерні тезауруси як технологічна платформа створення авторських методик викладання предметних дисциплін// Актуальні проблеми психології: Психологічна теорія і технологія навчання/ за ред.. С.М. Максименко, М.Л.Смульсон. – К.: Вид-во НПУ імені М.П.Драгоманова, 2009,.- Т.8, вип..6. с.259-266.

УДК 004.94:621.396.967 (043.2)

І.Г. Прокопенко, д-р техн. наук, професор, М.С. Пулінець
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОМП'ЮТЕРНА БАГАТОКАНАЛЬНА СИСТЕМА РЕЄСТРАЦІЇ ТА ОБРОБКИ СИГНАЛІВ ЗВУКОВОГО ДІАПАЗОНУ

У доповіді представлений електронно-програмний комплекс, призначений для запису звукових сигналів із чотирьох мікрофонів, та подальшої обробки отриманих даних за допомогою персонального комп'ютера. Перераховано функціональні можливості системи, реалізовані методи обробки та аналізу сигналів. Для наочності використано скріншоти та ілюстрації.

Багатоканальні системи реєстрації сигналів дуже широко використовуються в багатьох галузях науки і техніки: в медицині (МРТ, електрокардіограма), в охоронних системах (реєстрація шумів, рухомих об'єктів), в системах дистанційного зондування (гідролокація, радіолокація) тощо.

Розроблена система дає можливість робити запис із мікрофонів і обробляти отримані дані. Вона дає змогу наочно спостерігати за поводженням сигналів у реальному часі та режимі аналізу вже записаних даних. Також реалізована важлива опція цифрового регулювання характеристик мікрофонів та їх підсилювачів по кожному каналу та зведення їх до максимально схожих між собою значень, що є необхідним в умовах температурних коливань та великій різниці технічних характеристик детекторів, що використовуються (мікрофонів). Корисним інструментом розробленої програми є можливість застосовувати різні методи обробки та індикації цифрового сигналу (відображення осцилограми, амплітудної діаграми) по кожному з вхідних і вихідному каналів як у реальному часі, так і в режимі аналізу збережених даних.

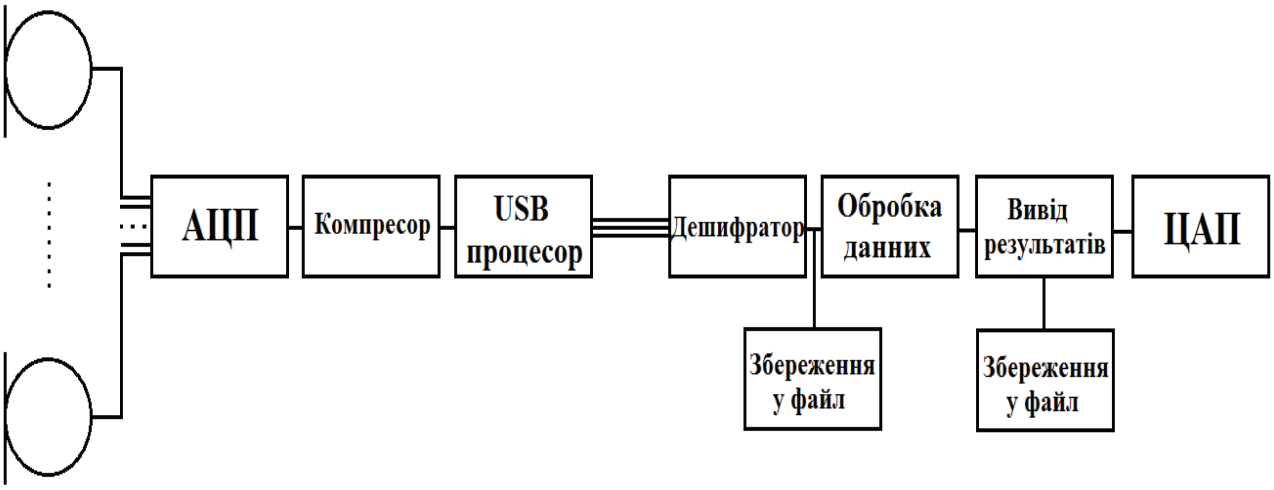


Рис. 1. Блок схема

Спочатку система мікрофонів перетворює акустичні коливання у електричний сигнал. Потім кожен електричний потік проходять через індивідуальний двокаскадний операційний підсилювач для забезпечення відповідних рівнів сигналу та зручності їх опрацювання. Далі сигнал переходить до аналогово-цифрового-перетворювача (АЦП), де електричні імпульси виражаються у цифровому вигляді для зручної обробки даних. Після оцифрування сигналу ми маємо кількість потоків, що відповідає кількості мікрофонів. Далі, для зручності передачі даних, необхідно усі ці потоки поєднати у один – цим займається компресор. Його єдина задача сформувати пакети даних, що будуть по черзі передаватися на обробку. Оскільки передача інформації проходить по протоколу USB, окремий процесор бере на себе цю задачу. Його функції це :

– підтримання зв’язку з комп’ютером (обмін сервісними командами, даними та контроль правильної роботи шини);

– контроль і управління системою у відповідності з отриманими інструкціями від блоку управління та програми, що виконує обробку даних на комп’ютері.

Наступні операції проводить комп’ютерна програма. Її роботу можна розділити на:

– декодування корисних даних та розділення їх на окремі потоки від кожного мікрофону;

– запис чистого необробленого сигналу у файл для можливості працювати з даними не лише у реальному часі;

– обробка потоків відповідно до заданого алгоритму;

– відображення отриманих результатів у вигляді графіків для більш детальнішого аналізу та можливості наочного спостереження за результатами роботи алгоритмів;

– збереження результатів обробки у файл для подальшого порівняльного аналізу;

– вивід результату обробки даних на вихід звукової карти для практичної оцінки алгоритмів.

Комп’ютерна програма (рис.2) написана в середовищі Borland C++ Builder.

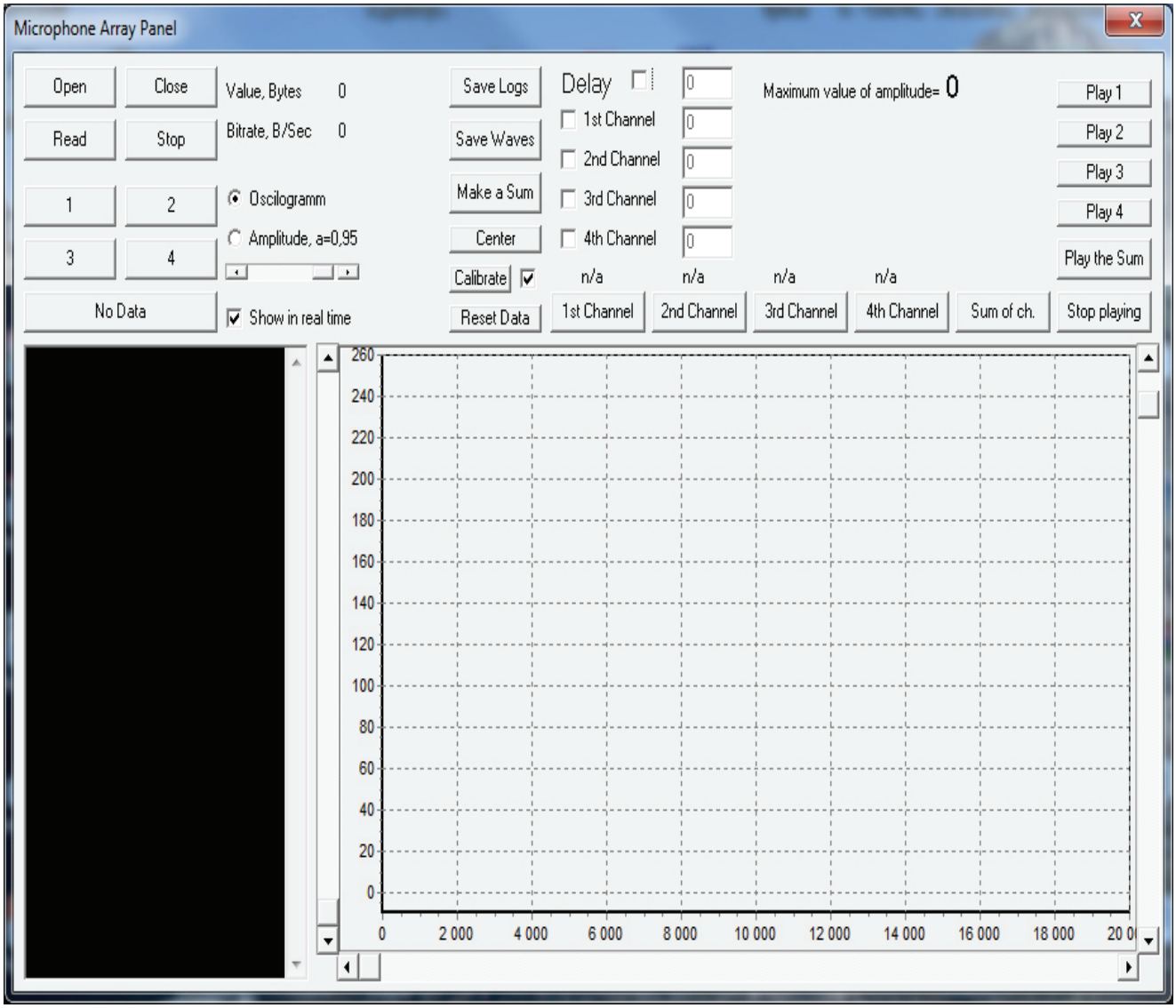


Рис. 2. Головне вікно програми

Дана програма призначена для полегшення роботи з мікрофонною решіткою. Забезпечує простоту у проведенні дослідів та перевірці теоретичних розрахунків на практиці в умовах реального часу. Дає можливість опрацьовувати отримані данні в режимі аналізу.

Також програмний продукт дає змогу перевіряти на практиці нові методи роботи з фазованою мікрофонною решіткою. Програма може бути доопрацьована для дослідження більш спеціалізованих задач, наприклад роботи в іншому діапазоні частот та іншими детекторами, що робить її універсальною та зручною у дослідній роботі.

Програма має блок обробки сигналів, який дає можливість здійснювати їх фільтрацію за різними алгоритмами, оцінювати параметри сигналів: обвідну, фазу, частотний спектр.

Обвідна або поточна амплітуда знаходиться за формулою

$$Y_i = Y_{i-1}a + (1-a)|x_i|. \quad (1)$$

Тут

Y_i – вихідне значення амплітуди;

Y_{i-1} – попереднє значення амплітуди;

a – коефіцієнт згладжування.

x_i – вхідні данні.

Повзунком можна міняти величину альфа у діапазоні від 0,001 до 0,999. Цей коефіцієнт відповідає за якість згладжування у режимі відображення «Амплітуда» (рис. 3).

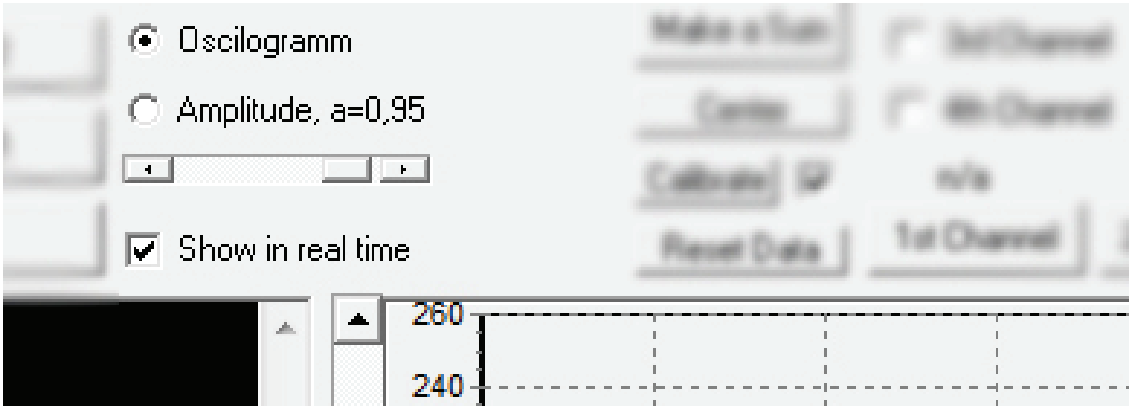


Рис. 3. Органи управління відображенням сигналу

Керування обробкою даних у програмі виконується за допомогою органів управління, що зображені на рис.4.

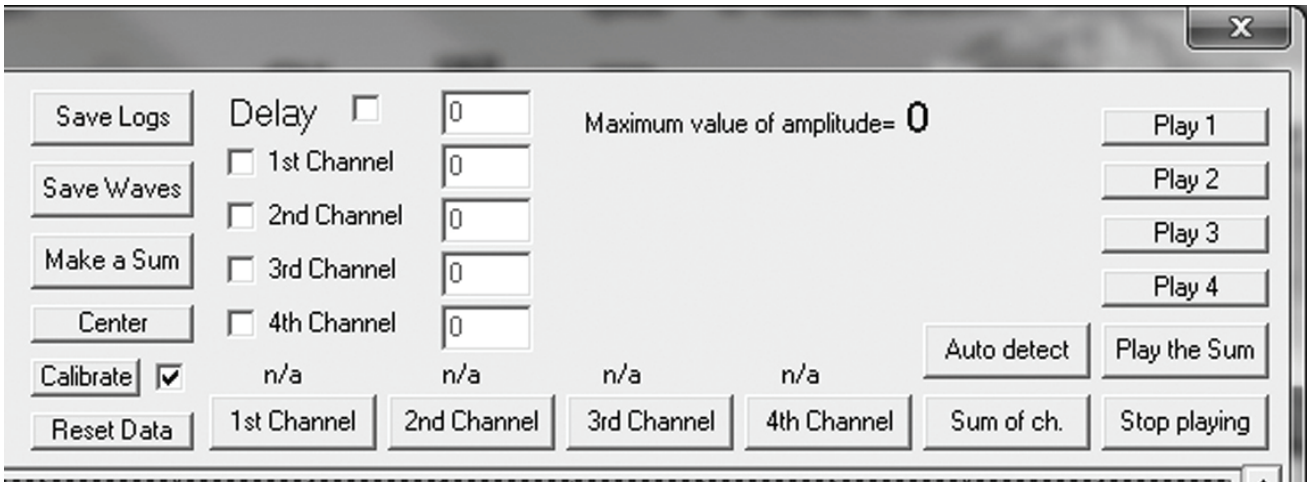


Рис. 4. Органи управління обробкою даних програмою

Кнопки «Save Logs», «Save Waves», «Make a Sum» запускають відповідні функції збереження отриманих даних у форматах «*.log» та «*.wave». Функція «Make a Sum»

знаходить середнє арифметичне серед чотирьох мікрофонів з урахуванням фазових зсувів. Їх можна настроїти вручну у відповідних віконцях праворуч.

Отримані дані зберігаються у файл «s.wave» для можливості оцінки результатів на слух.

Кнопки «1-st. Channel»-«Sum of Ch.» відповідають за вибір потоку даних для відображення у вікні виводу графічної інформації відповідно першого, другого, третього четвертого каналів або їх суми з урахуванням введених раніше фазових зсувів.

Кнопка «Auto Detect» запускає функцію, що визначає максимум обвідної суми сигналів із коефіцієнтами фазового зсуву від 0 до 10. І виводить результат у інформаційне вікно. При цьому файл з результуючими даними не створюється.

Призначення індикатора «Maximum value of amplitude» зрозуміле із назви. Тут відображається максимальне амплітудне значення при вказаному коефіцієнті альфа на протязі всього потоку даних. Коли міняється режим відображення даних це значення скидається в нуль.

Кнопками «Play…» та «Stop Playing» можна прослухати відповідні файли, що були збережені напередодні. Коли виконується запис нових результатів у файл, попередні – видаляються.

Висновки

Використовуючи реалізовані у програмі методи обробки даних, можна вирішувати ряд задач.

1. За рахунок встановлення коефіцієнтів фазового зсуву каналів можна формувати стаціонарну діаграму спрямованості мікрофонної решітки (задача на вибірковість).
2. Визначаючи фази вхідних сигналів і зробивши певні розрахунки, є можливість визначити напрям, звідки прийшов сигнал (задача локалізації).
3. Застосування різних методів у комплексі дає можливість отримати потужний інструмент для нових досліджень.

Список літератури

1. *Боуз Н.К.* Многомерная цифровая обработка сигналов: Проблемы, достижения, перспективы // ТИИЭР. – 1990. - т.78. - №4. – С.7-14.

2. *Прокопенко І.Г.* Методи і засоби обробки сигналів. Оцінювання, виявлення, фільтрація: підручник для студентів вищих навчальних закладів/ Національний авіаційний університет. – Київ, 2003. – 199 с.

3. *Прокопенко І.Г., Корнільєв Е.А., Тарасенко С.О.* Математичні моделі в обрахунках на ЕОМ: конспект лекцій / Мін-во освіти України; КМУЦА. – Київ, 1995. – 68 с.

УДК 004.94:621.396.967 (043.2)

І.Г. Прокопенко, д-р техн. наук, професор
С.В. Мігель, Д.В. Бабіч
(*Національний авіаційний університет, Україна*)

МОДЕЛЮВАННЯ СИГНАЛІВ, ВІДБИТИХ ВІД РУХОМИХ ЦІЛЕЙ З УРАХУВАННЯМ ПАРАМЕТРІВ ТРАЄКТОРІЇ

Дана робота присвячена розробці і аналізу методів моделювання руху радіолокаційних цілей в зоні відповідальності радіолокаційної станції.

Вступ. Більшість радіолокаційних станцій, які використовуються в наш час, мають в своєму розпорядженні інструменти для виявлення рухомих цілей. Радіолокаційна станція за певними ознаками може визначити швидкість та напрям руху цілі, ідентифікувати її серед інших та розпочати за нею слідкування.

Рух цілі використовується в алгоритмах первинної та вторинної обробки. Якщо алгоритми первинної обробки використовують ефект Допплера для ідентифікації цілі, то вторинні виявлювачі прогнозують переміщення цілі між зондуваннями, щоб не втратити її під час слідкування.

В даній статті розглядається два види апроксимації траєкторії руху літака, за якими можна моделювати переміщення літака в програмному комплексі. Користувач задає послідовність точок, через які проходить траєкторія руху цілі, задає момент початку руху t_0, часовий інтервал між сусідніми точками Δt, початкові швидкість v_0 та напрям руху цілі α_0. Алгоритм повинен апроксимувати послідовність точок неперервним сплайном після вводу даних користувачем та визначити коефіцієнти, які знадобляться для розрахунку координат цілі. Під час роботи програми на основі збережених коефіцієнтів алгоритм повинен видавати положення цілі та її швидкість в необхідний момент часу.

Моделювання проводиться в програмному середовищі MathCad 14.

Опис методу. Продемонструємо роботу алгоритмів апроксимації траєкторії на прикладі. Нехай користувач ввів послідовність із N точок, які рознесені в часі на Δt починаючи з моменту t_0. Координати точок збережено в масивах X та Y. Тут і далі координати вимірюються в метрах, а час – в секундах.

$$\alpha_0 := 45° \qquad v_0 := 40\ \frac{м}{с} \qquad t_0 := 50\ м \qquad \Delta t := 100\ с$$

$$X := \left(5\cdot 10^3 \;\; 1\cdot 10^4 \;\; 1.5\cdot 10^4 \;\; 1.7\cdot 10^4 \;\; 1.9\cdot 10^4 \;\; 2.4\cdot 10^4 \;\; 2.7\cdot 10^4 \;\; 2.9\cdot 10^4 \;\; 3.3\cdot 10^4 \;\; 3.4\cdot 10^4\right)^T_{м}$$

$$Y := \left(2.5\cdot 10^3 \;\; 5\cdot 10^3 \;\; 1\cdot 10^4 \;\; 1.5\cdot 10^4 \;\; 2\cdot 10^4 \;\; 2.1\cdot 10^4 \;\; 1.9\cdot 10^4 \;\; 1.5\cdot 10^4 \;\; 1.3\cdot 10^4 \;\; 1.1\cdot 10^4\right)^T_{м} \qquad N := \mathrm{length}(X) = 10$$

Координати X та Y взаємонезалежні. Тому ми можемо виконувати над ними дії окремо. Крім того дії, які виконуються над координатами X таY повністю аналогічні. Тому немає сенсу дублювати функції, виконувані для вісі X ще й для вісі Y. Введемо позначення C для параметрів функцій, яке буде означати, що функція може працювати і з параметрами прив'язаними до вісі X і з тими, що прив'язані до вісі Y.

Кусково-лінійна апроксимація реалізується за алгоритмом:

$$\mathrm{Coord}(C, t_0, t) := \left| \begin{array}{l} i \leftarrow \mathrm{floor}\left(\dfrac{t - t_0}{\Delta t}\right) \\ t_i \leftarrow t - t_0 - i\cdot\Delta t \\ \dfrac{C_{i+1} - C_i}{\Delta t}\cdot t_i + C_i \;\; \text{if } t_i \neq 0 \\ C_i \;\; \text{otherwise} \end{array} \right.$$

При виклику цієї функції замість параметра C необхідно поставити матрицю, над якою виконуються дії (матрицю X або Y).

Результат роботи алгоритму для обчислення N_p рівновіддалених в часі точок маршруту показаний на рис. 1.

$N_p := 50$

$t_p := t_0, t_0 + \frac{(N-1)\cdot\Delta t}{N_p} .. t_0 + (N-1)\cdot\Delta t$

$\Delta t_p := \frac{(N-1)\cdot\Delta t}{N_p} = 18\,c$

$Speed(t) := \frac{\sqrt{\left(Coord(X,t_0,t) - Coord(X,t_0,t+\Delta t_p)\right)^2 + \left(Coord(Y,t_0,t) - Coord(Y,t_0,t+\Delta t_p)\right)^2}}{\Delta t_p}$

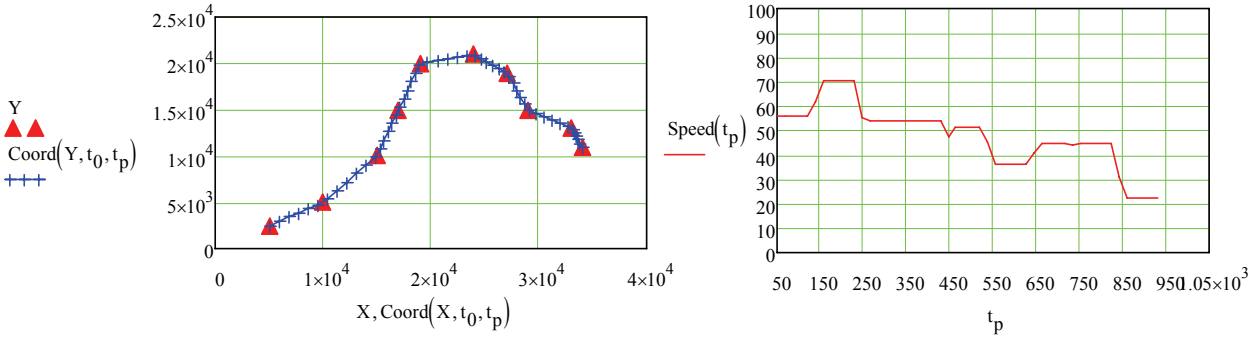


Рис. 1. Апроксимація маршруту цілі кусково-лінійною функцією (ліворуч) та графік швидкості польоту літака по апроксимованій траєкторії (праворуч). s

Як бачимо, графік швидкості руху цілі має розриви першого роду, що в природі не можливо. Якщо в момент часу з миттєвою зміною швидкості буде моделюватися радіолокаційна картина цілі, то селектор рухомої цілі може невірно сприйняти таку ціль. Алгоритми вторинної обробки, які виконують слідкування за ціллю, можуть втратити її з поля зору. Тож, не дивлячись на всю простоту реалізації даного методу моделювання, він має дуже значні недоліки.

Але ці недоліки досить легко усунути за допомогою апроксимації траєкторії квадратичним сплайном. Він має більш складну реалізацію. Відрізки траєкторії при його використанні апроксимуються квадратичними поліномами. Запам'ятовується матриця сталих коефіцієнтів кожного з відрізків сплайна. Функція, яка повертає координати цілі в певний момент часу, спочатку визначає, на якому відрізку шляху знаходиться ціль. Далі вона зчитує необхідні коефіцієнти з матриці і помножує їх на значення моменту часу, піднесеного до потрібного степеня, додає отримані добутки та повертає їх суму.

Під час обрахунку коефіцієнтів сплайна необхідно знати його координати в точці початку відрізку c_i та в точці, розміщеній через Δt секунд c_{i1}. Момент часу t_i вказує момент входження цілі в і-ту ділянку траєкторії. Також необхідно знати швидкість входу цілі на цю ділянку шляху v_{ic}. Якщо це перший відрізок – швидкість v_{0c} задається користувачем, а якщо ні – швидкість отримується з попереднього розрахованого відрізку. Тому побудова сплайну проводиться послідовно.

Для того, щоб знайти значення прискорення на і-тому відрізку шляху a_{ic} та швидкість цілі в кінці цього відрізку v_{i1c} необхідно скористатись співвідношенням $c_i''(t) = v_{ic}'(t) = a_{ic}(t)$ (тобто перша похідна від функції координати c(t) це проекція функції вектора швидкості $\vec{v}_i(t)$, а друга – проекція функції вектора прискорення $\vec{a}_i(t)$ на вісь c). При апроксимації квадратичним сплайном $a_{ic}(t)$ – це постійна величина,рівна a_{ic}. Швидкість руху цілі при відомому її прискоренні можна знайти за формулою:

$$v_{ic}(t) = \int_{t_i}^{t} a_{ic}(\tau)d\tau + v_{ic} = a_{ic}(t - t_i) + v_{ic},$$

а її координата розраховується як:

$$c_i(t) = \int_{t_i}^{t} (v_{ic}(\tau))d\tau + c_i = \frac{a_{ic}}{2}t^2 + (v_{ic} - a_{ic}t_i)t + c_i - v_{ic}t_i + \frac{a_{ic}t_i^2}{2}.$$

Скориставшись співвідношеннями $v_{ic}(t_i + Дt) = v_{1c}$ та $c_i(t_i + Дt) = c_{i1}$ складемо систему з двох лінійних рівнянь та вирішимо її відносно невідомих a_{ic} та v_{i1c}.

$$\begin{cases} a_{ic}(t_i + Дt) - a_{ic}t_i + v_{ic} = v_{i1c} \\ \frac{a_{ic}}{2}(t_i + Дt)^2 + (v_{ic} - a_{ic}t_i)(t_i + Дt) + c_i - v_{ic}t_i + \frac{a_{ic}t_i^2}{2} = c_{i1} \end{cases}$$

Розв'язками цієї системи будуть $v_{ic} = -\frac{2c_i - 2c_{i1} + v_{ic}Дt}{Дt}$ та $a_{ic} = -\frac{2c_i - 2c_{i1} + 2v_{ic}Дt}{Дt^2}$.

Розрахунок коефіцієнтів і-го відрізку сплайна проводиться за допомогою функції:

$$C1(c_i, c_{i1}, v_{ic}, t_i, \Delta t) := \left| \begin{array}{l} a_{ic} \leftarrow -\frac{2\cdot c_i - 2\cdot c_{i1} + 2\cdot v_{ic}\cdot \Delta t}{\Delta t^2} \\ \begin{pmatrix} \frac{a_{ic}}{2} \\ v_{ic} - a_{ic}\cdot t_i \\ c_i - t_i\cdot v_{ic} + \frac{a_{ic}\cdot t_i^2}{2} \end{pmatrix} \end{array} \right.$$

яка повертає матрицю з 3 коефіцієнтів квадратичного сплайна.

Остання підготовча функція заповнює матрицю коефіцієнтів кубічного рівняння для всього сплайну:

$$C2(C, v_{0c}, t_0, \Delta t, N) := \left| \begin{array}{l} v_{ic} \leftarrow v_{0c} \\ t_i \leftarrow t_0 \\ \text{for } i \in 0..N-2 \\ \quad \left| \begin{array}{l} a \leftarrow C1(C_i, C_{i+1}, v_{ic}, t_i, \Delta t) \\ \text{for } j \in 0..2 \\ \quad A_{j,i} \leftarrow a_j \\ v_{i1c} \leftarrow -\frac{2\cdot C_i - 2\cdot C_{i+1} + v_{ic}\cdot \Delta t}{\Delta t} \\ (t_i \leftarrow t_i + \Delta t \quad v_{ic} \leftarrow v_{i1c}) \end{array} \right. \\ \text{for } j \in 0..2 \\ \quad A_{j,N-1} \leftarrow a_j \\ \text{return } A \end{array} \right.$$

При виклику функція приймає матрицю X або Y як параметр C. Параметр v_{0c} дорівнює проекції швидкості цілі на вісь x або на вісь y (залежно від обраної матриці в якості параметра C).

Розрахунок коефіцієнтів сплайну для нашого прикладу буде мати вигляд:

$XX := C2(X, v_0\cdot\cos(\alpha_0), t_0, \Delta t, N) =$

	1	2	3	4	5	6
0	-0.217	-0.083	0.083	0.217	-0.417	0.317
1	136.863	69.706	-46.274	-167.157	530.589	-424.02
2	$-5.643\cdot10^3$	$2.751\cdot10^3$	$2.305\cdot10^4$	$5.025\cdot10^4$	$-1.416\cdot10^5$	...

$YY := C2(Y, v_0\cdot\sin(\alpha_0), t_0, \Delta t, N) =$

	2	3	4	5	6	7
0	-0.283	0.283	-0.683	0.383	-0.583	0.783
1	219.706	-176.274	692.843	-479.411	775.98	$-1.273\cdot10^3$
2	$-2.725\cdot10^4$	$4.205\cdot10^4$	$-1.535\cdot10^5$	$1.689\cdot10^5$	$-2.391\cdot10^5$	...

В стовбцях цієї функції розміщуються коефіцієнти квадратного рівняння апроксимованого відрізку. Перший стовбець використовують при $t=t_0 \ldots t_0+\Delta t$, другий при $t= t_0+\Delta t \ldots t_0+2\Delta t$ і так далі. Верхні коефіцієнти в матриці відповідають коефіцієнтам при t^2, а нижні – вільні члени. В матриці XX та YY вписані коефіцієнти сплайну по вісі X та Y відповідно.

Функція, яка повертає координату цілі в необхідний момент часу має вигляд:

$$Coord1(CC, t_0, t) := \left| \begin{array}{l} i \leftarrow \text{floor}\left(\frac{t - t_0}{\Delta t}\right) \\ CC_{0,i}\cdot t^2 + CC_{1,i}\cdot t^1 + CC_{2,i} \end{array} \right.$$

При виклику цієї функції замість параметра CC необхідно поставити матрицю XX або YY. При підстановці в якості параметру CC матриці XX функція видасть координату цілі по вісі x. Аналогічно, при підстановці YY функція видасть координату цілі по вісі y.

Результат роботи алгоритму показаний на рис. 2.

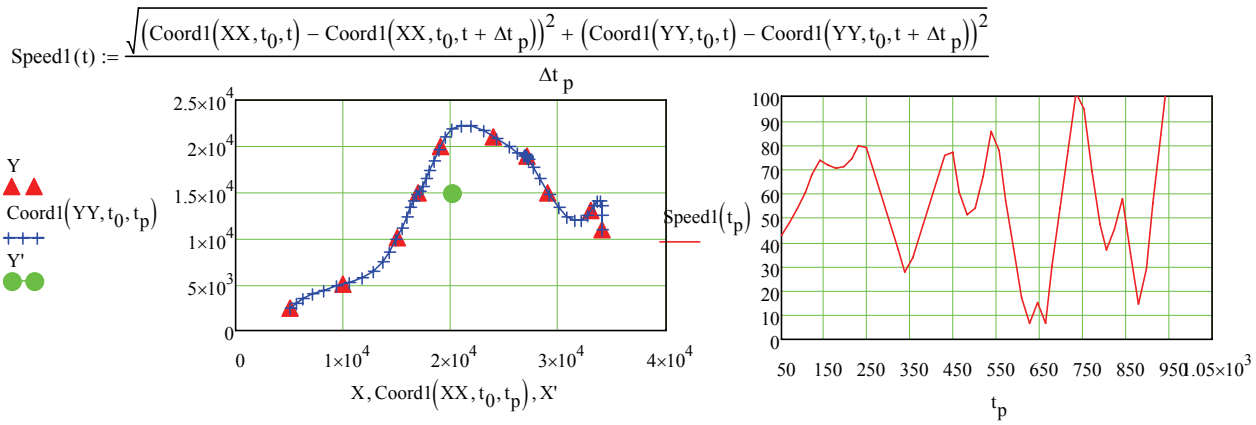


Рис. 2. Апроксимація маршруту цілі кубічним сплайном (ліворуч) та графік швидкості польоту літака по апроксимованій траєкторії (праворуч).

Цю траєкторію з декартових координат необхідно перевести в полярну систему координат з центром в точці знаходження радіолокатора та з нульовим кутом в напрямку нульового азимуту локатора. Це реалізується простими арифметичними діями. Розмістимо радіолокатор в точці ($X`=2\cdot10^4$м; $Y'=1.5\cdot10^4$м). Місце розміщення радіолокатора на рис.1 позначено жирною точкою. Його нульовий азимут направлений вздовж вісі y. Тоді координати цілі та її швидкість відносно системи координат радіолокатора визначається таким чином:

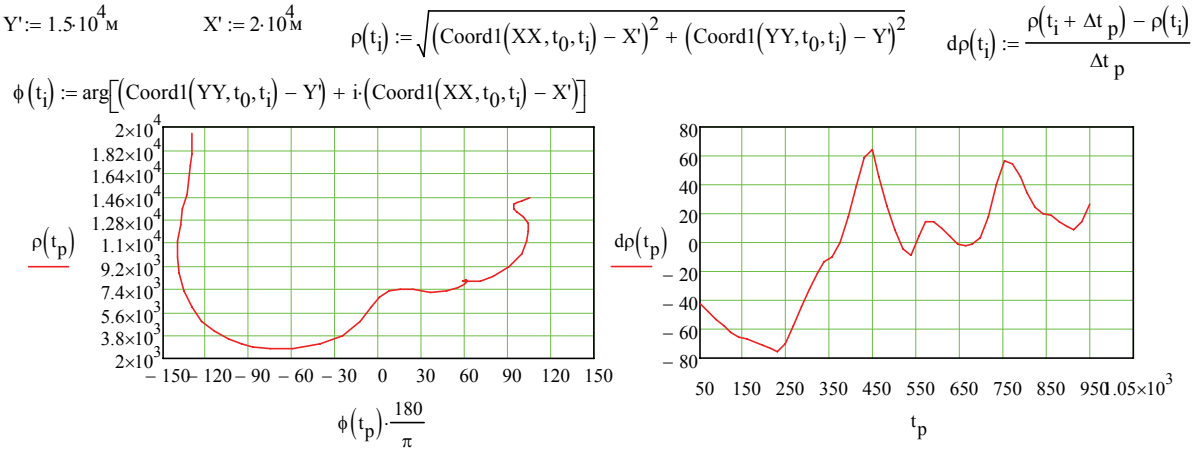


Рис. 3. Апроксимований маршрут руху цілі в системі координат радару (ліворуч) та радіальна швидкість руху цілі відносно радару (праворуч).

Якщо задана частота несучої зондуючого імпульсу, то можна розрахувати частоту Допплера і повністю змоделювати рух цілі з урахуванням всіх необхідних фізичних процесів.

Висновки

Для моделювання сигналів, відбитих від рухомих цілей необхідно правильно моделювати траєкторію руху цілей, уникаючи розривів першого і другого роду. Необхідно використовувати функцію, яка видає координати та швидкість цілі в момент зондування радіолокатором. Хоча метод апроксимації траєкторії руху цілі за допомогою квадратичного сплайну усуває розриви в функції швидкості руху цілі, квадратичною апроксимацією створюються значні флуктуації швидкості на всіх відрізках шляху. Як вихід, потрібно апроксимувати траєкторію руху цілі у вигляді сплайнів вищих порядків.

Список використаної літератури

1. *Херн, Дональд, Бейкер, М. Паулин.* Комп'ютерная графика и стандарт OpenGL, 3-е издание: Пер. с англ. — М.: Издательский дом «Вильямс», 2005.-1168с.: ил. – Парал. тит. англ.

СЕКЦІЯ 10.

АВІАЦІЙНА АНГЛІЙСЬКА МОВА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

УДК:378.14 (043)

О.П. Петращук, док.пед.наук, професор, Л.С. Немлій, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОМУНІКАТИВНІ УМІННЯ ДИСПЕТЧЕРА-ІНСТРУКТОРА ПІД ЧАС ПРАКТИЧНОЇ ПІДГОТОВКИ ДИСПЕТЧЕРІВ-СТАЖЕРІВ НА ТРЕНАЖЕРНОМУ КОМПЛЕКСІ

В статті йдеться про проблему підготовки диспетчерів-інструкторів, які проводять професійну підготовку диспетчерів-стажерів на диспетчерському тренажерному комплексі. Виокремлюються педагогічна компетенція і комунікативні вміння як невід'ємні складові загальної професійної компетенції зазначених спеціалістів.

Коли авіадиспетчер розпочинає свою професійну діяльність на будь-якому робочому місці, він/вона проходить тренінг з диспетчером-інструктором. По завершенні навчального закладу авіадиспетчер без досвіду роботи теж проходить стажування під керівництвом диспетчера-інструктора. Отже, диспетчер-інструктор управління повітряним рухом (УПР) є провідною фігурою, під керівництвом якої проходить тренування й стажування майбутніх диспетчерів. Ця підготовка диспетчерів може здійснюватись як на тренажері, так і безпосередньо на виробництві, готуючи їх до самостійної роботи.

Відомо, що авіадиспетчер має не тільки добре володіти професійними знаннями, а також бути здатним до само організованості, швидко виконувати математичні дії та миттєво приймати коректні рішення. У авіадиспетчера має бути більш розвинена оперативна та зорова пам'ять, ніж у звичайної людини. Крім цього, авіадиспетчер повинен мати високу здатність володіти ситуацією в усіх її проявах. Це, в свою чергу, потребує кмітливості, вміння одночасно концентрувати і розподіляти увагу.

Важливу роль у професійності диспетчера відіграють розвинені уміння сприйняття повідомлень на слух та уміння спілкуватися як рідною, так і англійською мовами. Адже робоче місце авіадиспетчера передбачає здійснення постійного спілкування з екіпажем, колегами, службами аеропорту тощо. Ведення радіообміну з екіпажем англійською мовою на високому рівні сьогодні є вимогою для отримання свідоцтва диспетчера.

Зважаючи на викладене вище, можна дійти висновку, що професійна компетентність диспетчера-інструктора буде включати різні компоненти, серед яких необхідно виокремити педагогічну компетенцію та комунікативну компетенцію диспетчера-інструктора. Зрозуміло, що за відсутності цих складових у професійній компетентності диспетчера-інструктора, останній може не забезпечити ефективне стажування диспетчерів відповідно до потреб майбутньої професійної діяльності.

Таким чином, диспетчер-інструктор повинен мати певну педагогічну компетенцію, яка виступає складовою його загальної професійної компетентності. Педагогічна компетенція будь-якого фахівця без педагогічної освіти, може бути віднесена до змісту його професійної компетентності і, відповідно, формуватись під час професійної підготовки майбутніх фахівців. Можливо, формування педагогічної компетенції майбутнього диспетчера-інструктора доречно здійснювати на 5-му році навчання у спеціалізованих закладах освіти. Додатково до педагогічної компетенції диспетчер-інструктор повинен мати комунікативні вміння (комунікативну компетенцію). Отже, професійна компетентність диспетчера-інструктора буде містити такі компоненти як педагогічна компетенція та комунікативні вміння.

Ступінь розвиненості професійної компетентності диспетчера-інструктора УПР визначає рівень підготовки диспетчера до якісного виконання завдань із забезпечення безпеки польотів під час обслуговування повітряного руху. Розглянемо детальніше один з

зазначених компонентів професійної компетентності диспетчера-інструктора, а саме комунікативні вміння. Цей компонент у професійній компетентності диспетчера-інструктора виконує більш широку функцію ніж комунікативні вміння диспетчера під час радіообміну з екіпажем.

Диспетчеру-інструктору УПР необхідно володіти комунікативними уміннями для здійснення навчально-виховного процесу як засобом зв'язку, доступності викладу інформації, передачі досвіду і знань стажерам. Комунікативні вміння є важливим компонентом професійної компетентності, що визначає здатність до ефективного спілкування в контексті професійної діяльності.

Диспетчер-інструктор УПР здійснює теоретичну та практичну підготовки стажерів на тренажері, що вимагає від нього комунікативного уміння.

Процес тренажерної підготовки стажера - це процес, під час якого на тренажері здійснюється застосування теоретичних знань для формування практичних умінь та навичок [1].

Застосування тренажерів є процесом практичної підготовки фахівців. Цей процес, як правило, припадає на завершальну стадію підготовки, коли стажер, опираючись на одержані теоретичні знання, може здобути, розвинути та закріпити свої навички на практиці. В основному, на тренажері можливе відпрацювання тих дій та ситуацій, які найбільш часто трапляються у реальній обстановці, а також тих, які неможливо або небезпечно відпрацьовувати на реальному об'єкті. Крім того, корисною властивістю тренажера є можливість імітувати ситуації, що виникають при організації повітряного руху.

Діяльність стажера під час тренажерної підготовки містить:

- активне і цілеспрямоване спостереження, у процесі якого відбувається сприйняття, аналіз і декодування поточної інформації, формування адекватного уявлення про стан і тенденції подальшого розвитку керованих процесів;
- систематизацію отриманих зведень у цілий спосіб або модель ситуації, що створилася;
- планування конкретного впливу на керовану систему;
- уявлення тимчасової і просторової послідовності виконання поставленої задачі;
- безпосередні практичні дії з регулювання і керування системою;
- контроль і оцінку результатів, досягнутих у процесі виконання операцій, на основі спостереження, аналізу й узагальнення інформації [1].

Застосування тренажерів дає змогу набути або підвищити рівень практичних навичок для виконання професійних обов'язків диспетчера на робочих місцях, процедури роботи для яких він вивчав раніше. Чи готовий до самостійної роботи диспетчером стажист визначає диспетчер-інструктор УПР, який проводить тестування, щоб виявити його готовність. Термін практичної підготовки залежить від умов праці, місця роботи і індивідуальної готовності. Підготовка проводиться згідно до програми та індивідуальних планів стажерів [2].

Специфіка практичної підготовки носить індивідуальний характер,тому комунікативні уміння диспетчера-інструктора УПР дають йому можливість реалізувати цілі та завдання професійної діяльності та організувати взаємодію інструктора з стажером. В процесі практичної підготовки комунікативні уміння дають можливість реалізувати комунікативну (обмін інформацією між партнерами по спілкуванню), інтерактивну (організація взаємодії) та перцептивну (сприймання один одного партнерами по взаємодії та встановлення взаєморозуміння) сторони [2]. Комунікативні вміння впливають на ефективність професійної діяльності та відповідають за встановлення продуктивної взаємодії суб'єктів практичної підготовки.

Завдяки своїй професійній та педагогічній компетентності та комунікативним умінням диспетчер-інструктор УПР має можливість досягти високих результатів в процесі практичної підготовки. Комунікативні вміння є ключем до успіху професійної діяльності.

На погляд різних дослідників комунікативні вміння це вміння висловлюватися відповідно до теми, основної думки, адресата мовлення; використання найбільш вагомих фактів і доказів для розкриття теми та основної думки; будування висловлювання логічно й послідовно, тобто встановлювати причино-наслідкові зв'язки між фактами та явищами, робити необхідні узагальнення та висновки; обирати тип та стиль мовлення залежно від мети і ситуації спілкування.

Висновки

Отже, з викладеного вище очевидно, що для диспетчера-інструктора УПР однією з ситуацій спілкування виступає практична підготовка стажерів на тренажерному комплексі. Ця підготовка є особливо важливим етапом професійної підготовки кваліфікованих диспетчерів і тому рівень сформованості комунікативних умінь диспетчера-інструктора УПР має бути високим.

Додатково до комунікативних вмінь, у диспетчера-інструктора має бути сформована педагогічна компетенція, яка виступатиме невід'ємною складовою загальної професійної компетенції під час проведення професійної підготовки диспетчерів-стажерів на тренажерному комплексі. Формування педагогічної компетенції та комунікативних вмінь для ситуацій професійної підготовки пропонується розпочинати вже у вищому навчальному заклади на 5-му році навчання.

Список літератури

1. Буцик І.М. Методика підготовки диспетчерів-інструкторів служби повітряного руху до педагогічної діяльності в умовах модульної технології: Автореф. дис. канд. пед. наук: 13.00.02 / Харків, 2005. – 22 с.
2. http://www.uksatse.ua/

УДК: 378.111.315(043)

О.О. Петрова, викладач
(Національний авіаційний університет, Україна)

ТИПИ ТЕСТІВ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ РІВНЯ ВОЛОДІННЯ АНГЛІЙСЬКОЮ МОВОЮ МАЙБУТНІМИ АВІАДИСПЕТЧЕРАМИ У ПРОЦЕСІ ФАХОВОЇ ПІДГОТОВКИ

У статті розглядаються типи тестів та критерії тестування майбутніх авіадиспетчерів у процесі фахової підготовки.

Відповідно до вимог міжнародної авіаційної спільноти, визначених та описаних Міжнародною Асоціацією цивільної авіації (ІКАО), питання мови спілкування фахівців авіадиспетчерського складу є одним з найважливіших на сьогодні. Мовою міжнародного спілкування в авіації є англійська. Рівнем володіння англійською мовою, достатнім для роботи в авіаційній галузі ІКАО визначає четвертий (робочий). На сьогоднішній день освіта майбутніх диспетчерів включає навчання англійської мови для досягнення цього рівня та наступного використання англійської мови у ситуаціях професійного спілкування. Протягом процесу фахової підготовки та наприкінці окремих етапів навчання набуті знання мають вимірюватись як для визначення їх рівня та порівняння його із шкалою ІКАО, так і для діагностики та усунення помилок.

Ефективним та надійним засобом такого вимірювання є впровадження тестового контролю. Тестовий контроль, або тестування, як термін означає використання і проведення тесту; сукупність процедурних етапів тестів, обробки та інтерпретації результатів проведення тесту. Тестовий контроль має всебічно та об’єктивно визначати рівень навичок і вмінь з англійської мови у майбутніх авіадиспетчерів, які у ситуаціях професійної діяльності повинні мати добре розвинуту здібність утворення та сприйняття усних повідомлень.

Наступні види тестів виявляються ефективними у процесі фахової підготовки авіадиспетчерів:

- діагностичний (diagnostic test);
- проміжне тестування під час навчання (progress test);
- підсумковий тест за курс (achievement test).

Діагностичний тест проводиться перед початком навчального процесу для визначення первинного рівня знань авіадиспетчерів, тобто до початку етапу підвищення та поглиблення початкових знань. Результати такого тесту стають даними для складання діаграм або таблиць, які наприкінці навчання порівнюються з результатами кінцевого тестування. Діагностичний тест виявляє сильні та слабкі місця у знаннях майбутніх авіадиспетчерів, надаючи таким чином викладачеві інформацію, за допомогою якої викладач модифікує навчальні програми. Проведення діагностичного тестування є вкрай необхідним після довгих пауз у вивченні англійської мови (у студентів – під час канікул), коли частково знання втрачаються та утворюються так звані «білі плями» - забування окремих елементів системи англійської мови. Іноді через відсутність підготовки до такого типу тестування майбутні авіадиспетчери можуть відчувати психологічний дискомфорт, отже викладачеві варто наголосити безпосередньо перед проведенням тестування на тому факті, що результати не вплинуть ані на поточні, ані на підсумкові модульні оцінки.

Поточний тест має проводитись кілька разів протягом року для визначення прогресу студентів. Такий тест складається за нещодавно викладеним лексико-граматичним матеріалом та має обмежене коло тем, які студенти повинні були засвоїти на момент проведення тестування. Отримані за поточний тест оцінки демонструють проміжний рівень набутих знань та не повинні впливати на загальну оцінку за курс. Готуючись до такого

тестування майбутні авіадиспетчери повторюють вивчений матеріал, переносячи інформацію з короткотривалої до довготривалої пам'яті.

Підсумкове тестування проводиться по закінченні певного етапу навчання та оцінюється за допомогою критеріїв «складено» - «не складено». Цей тест перевіряє обсяг та якість набутих майбутніми авіадсипетчерами знань, а також і роботу викладача, адже у порівнянні результатів кінцевого та діагностичного тестувань виявляється ефективність розробленої викладачем програми.

Тести для перевірки знань майбутніх авіадиспетчерів мають відповідати трьом важливим умовам:

- бути валідними (кваліфікаційні завдання, що пропонуються в тесті, повинні відповідати саме певному встановленому рівню складності, тобто їх не можна виконати засобами діяльності більш низького рівня);
- надійними (їх результати мають відтворюватись при повторних перевірках);
- дискримінативними (задовільно розподіляти показники).

Варто наголосити на тому, що тести для майбутніх авіадиспетчерів мають бути побудовані на автентичних матеріалах, які найкраще готують цих фахівців до роботи в реальних ситуаціях, тобто до ведення радіообміну з пілотами літаків та службами наземного обслуговування.

Усі типи тестів з англійської мови для майбутніх авіадиспетчерів мають відповідати дескрипторам четвертого (робочого) рівня шкали ІКАО, а саме:

Дескриптори шкали ІКАО визначають наступні особливості 4го рівня:

- У сфері вимови, ступеню впливу діалекту та/або акценту на чіткість та ясність розуміння з боку авіаційного товариства - Вимова, наголос, темп та інтонація можуть знаходитись під впливом рідної мови або регіональних особливостей, що частково може впливати на взаєморозуміння.
- У сфері граматичної структури та побудови речення відповідно до поставлених завдань - Базова граматична структура та побудова речення правильні, послідовні та зазвичай добре контрольовані. Можуть траплятись незначні помилки, переважно у незвичних або неочікуваних ситуаціях.
- У сфері словникового запасу (лексикону) - Словниковий запас застосовується правильно та є достатнім для ефективного спілкування у загальному, конкретному та пов'язаному із роботою контексті. Може успішно передавати інформацію іншими словами у разі нестачі словникового запасу в незвичних та неочікуваних ситуаціях.
- У сфері вільності володіння мовою - Відтворює мовлення у відповідному темпі. Можуть тимчасово спостерігатись труднощі вільного володіння мовою при переході від відпрацьованих мовних конструкцій до вільного спілкування, але це не перешкоджає ефективності спілкування. Може частково використовувати відповідні розмовні маркери або зв'язки Заповнювачі пауз не перешкоджають спілкуванню.
- У сфері розуміння - Розуміння переважно точне та правильне у загальному, конкретному та пов'язаному із роботою контексті, коли акцент або інша особливість мовлення є загальнозрозумілою на міжнародному рівні. Розуміння у ситуаціях, коли мовець стикається з лінгвістичними або ситуативними ускладненнями, або перед неочікуваним розвитком подій може дещо уповільнюватись або потребувати структурного підходу.
- У сфері взаємодії - Відповідь зазвичай негайна, відповідна та повна у запропонованому контексті. Ініціює та підтримує спілкування навіть у неочікуваних ситуаціях. У випадках виникнення непорозуміння діє адекватно з застосуванням

перевірок, підтверджень та пояснень.

Четвертий рівень за шкалою ІКАО відповідає рівню В2 за Загальноєвропейською шкалою володіння мовами. Дескриптори рівня В2 стосовно умінь говоріння та аудіювання є наступними:

- користувач може розуміти та брати участь у розмові на знайомі йому теми та підтримувати розмову на широке коло тем;
- може розуміти основні ідеї тексту як на конкретну, так і на абстрактну тему, у тому числі й дискусії за фахом;
- може вільно спілкуватися з носіями мови;
- може чітко, детально виражати свою думку з певної проблеми, наводячи різноманітні аргументи за і проти.

Висновки

Отже, як було зазначено вище, тестування рівня володіння англійською мовою є важливим елементом професійної підготовки майбутніх авіадиспетчерів. Володіння англійською мовою та те, наскільки точно та правильно учасники спілкування слідують принципам та правилам побудови цієї мови, забезпечує взаєморозуміння у професійних ситуаціях, а взаєморозуміння пілота та диспетчера є запорукою безпеки польотів. Тестування з англійської мови для авіадиспетчерів допомагає виявити закономірності у припущенні помилок, виокремлює типи помилок, фіксує частоту припущення помилок з метою їх подальшої мінімізації та підвищення рівня безпеки у авіації.

UDC: 378:174+127 (043)

Vitaliy Prystupa, senior lecturer,
(National Aviation University, Ukraine)

TEACHING PRONUNCIATION TO AB INITIAL ATCs

The article is about an important issue of teaching ab initial ATCs English pronunciation according to the ICAO requirements.

The adoption of the ICAO scale has rooted the necessity of the English language studying. According to ICAO doc.9835 "Manual on the Implementation ICAO Language Proficiency Requirements", the following language strata and communicative skills are to be assessed: pronunciation structure, structure, vocabulary, fluency, comprehension and interactions.

Pronunciation plays a significant role in ATCs work as mispronunciation may lead to miscomprehension and may result in drastic consequences. In accordance with ICAO doc.9835: "— In native-speaker to native-speaker communications, speakers can use the context to assist understanding, and it has been common practice for language teachers to encourage students to use context to aid comprehension. Research has found, however, that second language speakers of English rely much more heavily on pronunciation, rather than context, to understand. The implications of this for improving radiotelephony communications are two-fold: the role of pronunciation in the ICAO Language Proficiency Rating Scale must be given high priority, and all speakers must move towards pronunciation patterns acceptable to the larger international aeronautical community. While accent can sometimes be difficult to control, speakers can control intelligibility by moderating the rate of speech, limiting the number of pieces of information per utterance, and providing clear breaks between words and phrases. Speakers should also be careful to avoid the simplification of sound clusters." Thus, teaching pronunciation is a crucial problem for teachers of English and a great challenge for Ukrainian ab initial ATCs.

Pronunciation is an area of great difficulty for the untrained EFL teacher. But, with a little training and practice one can facilitate the improvement of student's pronunciation almost as well as the seasoned professional. For our purposes here, "Pronunciation" will include the instruction of Stress, Rhythm and Intonation.

When studying and teaching pronunciation one will need to learn to use a respelling system to help students get the feel of the language. Some people advocate the use of the International Phonetic Alphabet (IPA), but a problem with that system is that few students know it and you will spend an inordinate amount of time teaching it to them only to have them move on to another teacher – who doesn't use it. Additionally, there are at least ten other major phonetic systems that appear in dictionaries and pronunciation and listening books.

A simple system is used in the listening book *Sound Advice* and in the pronunciation book *Sound Advantage* – both authored by Stacy A. Hagen. A simple system that is intuitive and easy to use is critical to your success in helping your students succeed in speaking in a comprehensible way.

EFL teachers are all too familiar with students that approach them and speak clear complete sentences of something that is not even remotely understandable. A student may well have a good understanding of English and an excellent vocabulary, but if his pronunciation is so poor that he cannot communicate, all is lost.

Students need to hear natural fast relaxed pronunciation as we speak it every day – not a carefully over-articulated overly-pronounced one-word-by-one-word phrasing of sentences. Speaking too slowly and too emphatically is a common characteristic of the untrained teacher.

Speaking unnaturally hurts the students for two reasons. The first one is they will imitate your speaking style and speak unnaturally too, and the second one is - they will not recognize and

understand natural rapid speech when they hear it. This doesn't mean a teacher shouldn't slow your speech down a bit to help your students get some basic ideas, but it does mean that a teacher should speak naturally most of the time. It also means that a teacher needs to teach them what natural speech sounds like. There is some evidence that says that if students don't speak naturally, they won't recognize normal speech when they hear it.

Consider the following:

My name is Fred really sounds like *Mi naeh miz Fred*. (the example of Stacy A. Hagan's pronunciation representation) *How much is it?* really sounds like *How muh chi zit?*

The idea of the end of one word connecting to the beginning of the next word is called "Linking".

If a teacher habitually speaks slowly and over-enunciate his students will listen for *How much is it?* and won't understand when they hear the normal speech sounds of *How muh chi zit?* The skilled EFL teacher instructs his students in these differences – how to pronounce them – and how to listen for them.

Consider:

Sue wants to get a better water heater – say it quickly in normal speech and see what it *really* sounds like.

It will sound more like: *Sue wuhnstuh gettuh bedder wadder heeder*.

The idea of words sticking together and some sounds becoming smaller is called "Reduction" and there is more information about reductions at the end of this page.

There is, of course, some variation by country and region in how we speak - learn to use respelling to help your students get it right.

It is important that you get this concept.

Untrained teachers will say, "I don't speak like that!" But they do – you do – everyone does.

What about Respelling?

Should a teacher memorize and use the International Phonetic Alphabet? No, his students won't usually know it. Look in a variety of books and adopt a simple method similar to the one used above. Will your students confuse "respelling" with the correct spelling of words? No, not if a teacher just tells them, "It *sounds* like this" while pointing at the respelling. Students intuitively "get it."Must a teacher respell absolutely correctly? No, but he is supposed to be as accurate as he can. The way a teacher respells will be different from someone else as we all have some minor variations in our pronunciation.

Word and Sentence Stress

Add to respelling the notion of word and sentence stress.

Many EFL students around the world will have different stress patterns in their language. When a teacher pronounces words with two or more syllables, one syllable will be stressed more than the others. Until a teacher practices a bit he may have trouble hearing stress because it is such a natural part of a native-speaker's speech. Here is what to listen for: Tone, length of time, loudness.

For example:

Banana – sounds like buh NAEH nuh

If you listen carefully the middle syllable has a slightly higher tone, lasts longer, and is slightly louder.

Sentences will have similar stress patterns that students need to learn, and respelling can help them with that too. Some words are not so important to hear – and are reduced in time, loudness and tone. Some are more important and are louder, longer, and have a higher tone. The important words are called "Content Words" – they are nouns, main verbs, adjectives and adverbs. Less important words are called "Function Words" and are pronouns, helping verbs, conjunctions, and prepositions. These rules are not ALWAYS true, but are good general guidelines.

Example: *My name is Bob* when written showing sentence stress sounds/looks more like: *my NAME is BOB*.

Conclusion

A teacher shouldn't overdo a word and sentence stress. It is important to speak naturally when teaching students stress. A teacher, after all, wants his students to speak naturally too. Think about sentence stress a bit like this: When you talk on a mobile or cell phone, you often don't hear every word and you don't need to. You get the "gist" of the sentence from hearing the important words. Those are the words that are stressed in a sentence. Those are the Content Words.

Word and sentence stress takes a lot of practice. But the practice is well worthwhile as your students will benefit greatly from your efforts. Don't worry about getting it slightly wrong. It is more important that you just try it and work with it and develop your skills with it. It WILL make you a much better teacher in the long run.

Т.І. Гріхно, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРОГРАМОВАНІ ЗАСОБИ НАВЧАННЯ ЯК ПЕРЕДУМОВА ВДОСКОНАЛЕННЯ ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ МАЙБУТНІХ ІНЖЕНЕРІВ З БЕЗПЕКИ РУХУ

В статті розглядаються види програмованих засобів навчання в процесі вдосконалення професійної підготовки майбутніх інженерів з безпеки руху.

Орієнтація програмованих засобів навчання на ринок освітніх послуг з високою конкуренцією передбачає підвищення вимог до якості знань, що зумовлено соціальним замовленням на підготовку висококваліфікованих інженерів з безпеки руху (БР).

Сучасна професійна підготовка майбутніх інженерів передбачає використання засобів навчання, від раціонального застосування яких, в значній мірі залежить ефективність та результат навчання.

Так, навчальні засоби, як зазначає М. Фіцула є допоміжними матеріальними засобами з їх специфічними дидактичними функціями [8]. Визначення поняття засобів навчання як знаряддя начального процесу, завдяки яким більш успішно і за коротший час досягаються встановлені цілі навчання, прослідковується в наукових працях Мойсеюк Н. Є. [5].

Принципово новий етап вдосконалення засобів навчання пов'язаний з появою і розвитком обчислювальної техніки, яка функціонує за визначеною програмою. Ідеї використання комп'ютерів у навчальному процесі трансформувалися у 60-і роки у концепцію програмованого навчання.

Програмоване навчання реалізують за допомогою створення спеціалізованих пакетів програм, які орієнтовані на впровадження і підтримку прикладних навчальних програм – автоматизованих навчальних курсів. Прикладом таких програмованих засобів навчання є системи: «PLATO-I», «СПОК», «Наставник», «Садко» [3]. Усі ці та інших програмовані засоби навчання є системами селективного типу. Педагогічні основи програмованих засобів навчання цього типу підтримуються наступними психологічними моделями:

- лінійної моделі підкріплювального навчання американського психолога Б.Ф. Скиннера;
- модифікованої лінійної моделі С. Прессі;
- розгалуженої моделі Н. Краудера [2].

Розроблення й застосування програмованих засобів навчання призвело до появи різноманітних форм та напрямків.

Серед цих напрямків слід зазначити розроблення електронних підручників, автоматичних електронних систем тестування і безпосередньо програмованих навчальних систем.

Так, легкість у освоєнні і використанні середовища для генерації електронних підручників досягається за рахунок застосування візуальних технологій і можливості використання фахівцем будь-яких тестових і графічних редакторів для наповнення змісту електронного підручника. Одним з таких засобів для генерації електронних підручників є програмна система Toolbook II Assastant Version 6.0, в якій може бути реалізовано електронний підручник [2]. Програмований продукт Toolbook II Assastant Version 6.0 призначений для створення та поширення навчальних програм без будь-якого програмування як у локальному варіанті, так і в мережному для локальних мереж і Інтернет. У Toolbook II Assastant Version 6.0 створено керований за допомогою шаблонів інтерфейс, що дозволяє вести навчання крок за кроком.

Програмовані засоби навчання, що застосовуються в професійній підготовці майбутніх інженерів з БР, мають тенденцію поширюватись у зв'язку з розвитком комп'ютерних програм. Ці програми можуть бути посібниками для педагогів та студентів, вони здатні не

тільки навчати, але й контролювати, видавати довідкову інформацію.

Для ефективного застосування програмованих засобів навчання можна опиратись на різні моделі. Однією з моделей є функціонування триєдиної моделі «викладач-програмовані засоби навчання-студент».

Про створення програмованих засобів навчання педагогічного призначення, що включають набір програмованих засобів для непрофесійних користувачів, зазначає В.Ширшов [9]. Він стверджує, що такі програмовані засоби можуть забезпечувати:

- комп'ютерну підтримку універсальних видів діяльності майбутніх інженерів з БР (обчислювання, пошук інформації, налагодження комунікацій і т. ін.);
- навчальне використання комп'ютера як засобу навчання конкретному навчальному предмету за допомогою спеціальних педагогічних засобів;
- комп'ютерні підручники і посібники, побудовані на інтерактивній (діалоговій) основі;
- провідники різного призначення (екскурсійні, наукові і т. ін.);
- комп'ютерні тренажери;
- ситуаційно-рольові ігри;
- генерацію і перевірку індивідуальних знань;
- комп'ютерний контроль і оцінку знань, умінь і навичок студентів.

Особливого значення набувають методи візуалізації вихідних даних, проміжних результатів обробки, що забезпечують єдину форму представлення поточної і кінцевої інформації у виді відображень, адекватних зоровому сприйняттю людини і зручних для однозначного тлумачення отриманих результатів.

Серед різних програмованих засобів навчального призначення, в процесі вдосконалення професійної підготовки майбутніх інженерів з БР, особливу роль можуть відігравати навчальні моделі, які імітують реальні експерименти.

Використання віртуальних засобів є однією із сучасних програмованих систем навчання. Віртуальні засоби навчального призначення допомагають:

- індивідуалізувати і диференціювати процес навчання;
- контролювати студента з діагностикою помилок і зворотнім зв'язком;
- забезпечувати самоконтроль і самокорекцію навчально-пізнавальної діяльності з боку того, хто навчається;
- моделювати і імітувати процеси та явища;
- проводити лабораторні роботи, експерименти та досліди в умовах віртуальної реальності;
- підвищувати інтерес до процесу навчання та ін. [1].

Отже, комплекс програмованих засобів навчання, може забезпечувати умови ситуаційної професійної діяльності інженерів з БР.

Список використаної літератури

1. Боднар Л.В. Професійна підготовка соціальних педагогів із застосуванням електронних засобів навчання // Дис. канд.. Пед. Наук:13.00.04/ Південно український держ. Пед. Ун-т. – Одеса, 2006.

2. Галеев и.Х. Модели и методы построения автоматизированных обучающих систем / Галеев И.Х.: МНУ ВТИ, 1990. – С. 64-72. – (Научно – технический сборник. Серия Кадровое обеспечение; выпуск 1).

3. Кривошеев А.О. разработка и использование компьютерных обучающих программ // Кривошеев А.О. // Информационные технологии. – 1996. - №2. – С.14-18.

4. Мойсеюк Н. Є. Педагогіка: Навчальний посібник, 4-те видання, доповнене. – Київ, 2003. – 615 с.

5. Фіцула М. М. Педагогіка: Навчальний посібник для студентів вищих навчальних закладів освіти. – Київ: "Академія", 2002. – 528 с.

6. Ширшов В. Д. Педагогическая коммуникация: Учебное пособие. – Екатеринбург, 2001. – 240с.

УДК: 378. 111. 218(043)

К.О. Поворозник, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЛІНГВІСТИЧНА СКЛАДОВА ЛЮДСЬКОГО ФАКТОРУ ЯК НЕВІД'ЄМНА ЧАСТИНА ПРОФЕСІЙНОЇ НАДІЙНОСТІ ФАХІВЦІВ АЕРОНАВІГАЦІЇ

В статті піднімається проблема професійної надійності фахівців аеронавігації в контексті лінгвістичної складової людського фактору.

Аналізуючи сучасний стан дослідження проблеми людського фактору в авіації, слід зазначити, що у дослідженнях інституту авіації та космічної медицини встановлено, що в критичних умовах, коли нервово-емоційне навантаження фахівців аеронавігації різко зростає, 20% з них не можуть оцінити ситуацію і тому не приймають рішення, 10% - приймають невірні рішення, 22% фахівців впадають у ступор, 34% операторів виконують непотрібні дії і погіршують ситуацію. Необхідність при цьому вести радіообмін нерідною, англійською мовою викликає додаткове нервово – емоційне напруження і стає на перешкоді виконання фахівцем аеронавігації його головних професійних функцій. Проблема ускладнюється тим, що існуючи професійно-кваліфікаційні характеристики фахівців аеронавігації (диспетчерів та пілотів) вимагають від них лише знання правил і процедур ведення радіообміну англійською мовою, але не визначають здатність спеціаліста надійно керувати повітряним рухом під час нестандартних ситуацій [1], тобто професійну надійність фахівця аеронавігації, яка, у свою чергу, детермінується людським фактором.. Отже, на нашу думку, постає потреба оптимізувати процес навчання фахівців аеронавігації професійно-орієнтованому іншомовному спілкуванню, таким чином, щоб якісний рівень професійної готовності до комунікації під час критичних ситуацій був на кшталт вище, ніж дозволяють теперішні педагогічні технології, які, на жаль, не враховують лінгвістичну складову людського фактору.

Вимоги ІКАО також не призвели до конкретизації цільових параметрів, формування яких у навчальному процесі призвело б до набуття професійно-важливих якостей, які забезпечують організацію ведення радіообміну та професійно-орієнтованого спілкування таким чином, щоб в екстремальних ситуаціях індекс оперативної надійності фахівця аеронавігації значно збільшувався. Але, ми вважаємо, що створення таких параметрів можливе за умов докорінного вивчення впливу психофізіологічних процесів на лінгвістично-комунікативну готовність фахівця.[2]

Згідно концепції ІКАО Людський фактор – це люди в тому оточенні в якому вони живуть, працюють, а також, правила й особливості взаємодії людини з машиною, оточуючим середовищем, з іншими людьми. Людський фактор продовжує давати до 70% випадків порушень безпеки польотів. Людський фактор безперечно впливає на професійну надійність і відображає мотивацію впевненості авіаційного спеціаліста працювати за наданим алгоритмом в ситуації що склалася під час керування повітряним судном (пілоти) або управління повітряним рухом (диспетчери) чи під час прийняття рішень у надзвичайній ситуації.

Аналіз документів з розслідувань авіаційних пригод свідчить про недостатній рівень володіння професійно-орієнтованою мовою за стандартних і нестандартних умов польоту; часто, причиною аварійності виступає неадекватні реакції учасників радіообміну, причиною якої виступає саме людський фактор.

Слід зазначити, що фундаментальні стандарти та рекомендації ІКАО щодо володіння професійно-орієнтованою англійською мовою для фахівців аеронавігації мають бути внесені до програми навчання авіа спеціалістів поруч з великим обсягом допоміжного дидактичного матеріалу в розробці якого постає необхідність. Ми вважаємо, що в процесі розробки даних

матеріалів необхідно враховувати лінгвістичну складову людського фактору, що безпосередньо впливає на професійну надійність фахівців аеронавігації.

На думку Ложкіна Г.В, Повякель Н.І – професійна надійність діяльності людини – оператора пов'язана з категорією ефективності діяльності, впливаючи на її результативні показники. [3]

Так, Щербина Ю.В. підкреслює, що професійна надійність льотного складу в екстремальних умовах залежить від рівня знань, умінь, навичок фахівця, високого рівня мотивації, оперативного мислення, емоційної стійкості, розподілення та переключення уваги та інших професійно-важливих якостей. [4] Ми вважаємо, що вищезазначені фактори безпосередньо впливатимуть на параметри комунікативно-лінгвістичної готовності фахівця аеронавігації, детермінуючи її якісний рівень. На нашу думку, саме ці взаємозалежні аспекти становитимуть основу професійної надійності авіаспеціаліста.

Дослідження (Д. В. Гандер, В. А. Пономаренко, Р. М. Макаров та інш.) виявили, що професійна діяльність фахівця аеронавігації пов'язана з великим нервово-емоційним напруженням у зв'язку зі впливом екстремальних факторів. Навіть незначна втрата стійкості організму до негативних впливів може призвести до трагедії. Так, аналіз аварійності демонструє, що основою помилкових дій пілота є невміння: працювати в перевантаженому інформаційному полі за умов дефіциту часу; будувати концептуальну модель образу польоту в позаштатних ситуаціях. Негативний вплив людського фактору можна продемонструвати на прикладі ситуації невдалого заходу на посадку, під час якої на екіпаж впливає декілька інформаційних каналів одночасно(аварійна система оповіщення, диспетчер УПР, поради колег) різною мовою, і осмислення інформації пілотом значно ускладнюється за умови низького рівня комунікативно – лінгвістичної готовності фахівця. [5]

З подібними проблемами зіштовхується і диспетчер під час своєї робочої зміни, особливо у випадках, коли в зоні його контролю спостерігається велика кількість повітряних суден.

Ми вважаємо, що формування готовності фахівців аеронавігації до спілкування професійно-орієнтованою мовою безпосередньо залежить від здатності авіа спеціаліста застосовувати свій рівень іншомовної компетенції під час різних специфічних умов: дефіциту часу, необхідності антиципації ситуації сумісно з веденням радіообміну англійською мовою, пре вербального формування комунікативних паттернів.

У напрямку дослідження впливу людського фактору на професійно-орієнтоване спілкування фахівців аеронавігації і професійної надійності, цікавою, на нашу думку, є ідеї Пивень В.В. щодо оптимізації процесу навчання фахівців і невілювання проблеми людського фактору; у її роботі запропоновано формувати готовність пілотів до ведення радіообміну на повітряних трасах в умовах моделювання польотів на комплексній електронній тренажерній системі літака. Водночас, дане дослідження проводилося під час початкового льотного навчання і процес навчання здійснювався при моделюванні польотів по колу. Контрольні дослідження, після завершення зазначеного експерименту, виявили достатньо низькі практичні результати курсантів-пілотів (учасників дослідження), якщо при моделюванні польотів на етапах аудиторної, передпольотної та тренажерної підготовки подібних проблем не спостерігалося, то за моделювання реального польоту на міжнародних повітряних трасах (посадка в незнайомому аеродромі та інші екстремальні обставини) - 70% курсантів опинилися на межі катастроф. У своїй роботі, Пивень В.В. акцентує увагу на тому, що в результаті неухильного технічного прогресу кількість льотних пригод скоротилася, але пропорційно зросла кількість, спричинена Людським фактором. [6]

На думку Р.М. Макарова, фахівець аеронавігації може бути професійно підготовленим, але в екстремальних умовах діяльності може подати неочікувані реакції, у тому числі, повного дезорієнтування внаслідок низького бар'єру стресостійкості та психологічної готовності. Зайві операції та дії, невілювання сигналів, неадекватні рішення та

інтерпретація інформації – це основні з показників негативних емоційних реакцій.[7] Ми вважаємо, що низька комунікативно-лінгвістична готовність фахівця аеронавігації може стати останньою краплею у вирішенні аварійної ситуації.

Щербина С.В. зазначає, що навчальна діяльність диспетчерів має бути спрямована на побудову концептуальної моделі образу польоту і образу діяльності екіпажу. Цікавою для нашого дослідження також є думка, що в основі професійної діяльності фахівця аеронавігації лежить інформаційна потреба, отже, необхідно ставити того хто навчається в такі умови, за яких для вирішення поставленого перед ним завдання він би відчував інформаційний дефіцит, на подолання якого б він би спрямовував своє навчання. Ми вважаємо, що таким чином, зіштовхуючись з певним обсягом інформаційного дефіциту під час навчання професійно-орієнтованому іншомовному спілкуванню, фахівець аеронавігації буде мати реальне уявлення щодо своїх комунікативно-лінгвістичних обмежень і отримає здатність прогнозувати комунікативні збої за умов реальної авіаційної ситуації. У дослідженнях Щербини С.В. нам імпонує і той факт, що науковець вважає за необхідне фокусувати увагу тих хто вивчає професійно-орієнтовану англійську мову на аналізі авіаційних пригод та катастроф.

Висновки

Таким чином, під час професійної підготовки майбутніх фахівців з аеронавігації, що вимушені професійно спілкуватися англійською мовою саме в «спеціальних» умовах (умовах польоту, а іноді – й в критичних умовах під час інцидентів та аварійних ситуацій), пріоритети навчання розширюються. Поруч з розмовою, важливу роль у професійному спілкуванні відіграє здатність авіаційного фахівця сприймати адресовану йому інформацію у всій її повноті та глибині підтексту.

Режим комунікації «диспетчер – пілот» характеризується специфічними умовами, що потребують особливої комунікативно-лінгвістичної готовності, а врахування людського фактору сприятиме підвищенню рівня професійної надійності фахівця.

Список літератури

1. Пащенко Г.С. Пути повышения эфективности формирования устойчивого ведения радиообмена на международных воздушных трассах // Тезисы докладов 1 научно-практической конференции актуальне проблемы человека в аерокосмических системах.

2. Doc. 9835 – AN / 453 Manual on the implementation of the ICAO language proficiency requirements. – Preliminary edition.- 2004.

3. Ложкин Г.В., Повякель Н.И. Практическая психология в системах “человек – техника”. Учеб. пособие. – К.: МАУП 2003 – 296 с.

4. Щербина Ю.В. Методика формирования профессиональной надежности пилотов при моделировании полетов на электронных комплексных тренажерных системах. Автореф. дис. канд. пед. наук: 13.00.04 / Ю.В. Щербина; ДЛАУ . – 2004. – 20 с.

5. Макаров Р.Н. Человеческий фактор. Авиационная психология и педагогика. Справочник. – М.: МАПЧАК, 2002. – 489 с.

6. Пивень В.В. Профессиональная подготовка пилотов к ведению радиообмена на международных воздушных трассах: Дис. канд. пед. наук: 13.00.04/ Гос. летн. акад. Украины. – Кировоград 2000. – 193с.

7. Макаров Р.Н. Психологические основы дидактики летного обучения. Учебник. – М.: МАКЧАК, 2000. – 534с.

О.М. Питель, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПРОВАДЖЕННЯ КОМПЕТЕНТНІСНОГО ПІДХОДУ ДО ПРОФЕСІЙНОЇ ПІДГОТОВКИ СТУДЕНТІВ – МАЙБУТНІХ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ

В статті розглядається питання впровадження компетентнісного підходу до професійної підготовки студентів – майбутніх авіадиспетчерів, формування їх інтегративної готовності до професійної діяльності, управлінських вмінь та компетентності при навчанні.

У сучасних умовах розвитку освіти в Україні особливого значення набуває інноваційна діяльність навчальних закладів. Актуальність визначається провідною роллю інновацій в діяльності навчального закладу (далі НЗ) для забезпечення ефективності навчального процесу. Компетентнісний підхід вважається ключовою інноваційною ідеєю сучасної освіти. Принцип професіоналізму передбачає наявність обов'язкової спеціальної підготовки майбутніх авіадиспетчерів для роботи на певному управлінському рівні. Відповідність освіти посаді всіх суб'єктів управління забезпечується періодичним підвищенням їх кваліфікації в закладах післядипломної освіти шляхом стажування або самоосвіти. Управлінська компетентність потребує вміння добирати необхідні знання для виконання конкретних управлінських дій [2,34].

Сучасні вітчизняні дослідники продовжують пошук шляхів удосконалення професійної підготовки майбутніх авіадиспетчерів. Прикладними питаннями запровадження компетентнісного підходу в освіту та осмислення засадничих питань взаємозв'язку компетенції і компетентностей займаються зарубіжні та українські науковці і практики А. Хуторський, Н. Бібік, Л. Ващенко, С. Калашнікова, О. Локшина, О. Овчарук, Л. Паращенко, О. Пометун, С. Трубачова, Л. Хоружа та ін. Особливості підготовки керівників ЗНЗ до застосування освітніх інновацій досліджено у роботах В. Бондаря, Л. Ващенко, Л. Даниленко, Г. Єльникової та ін.

Серед учених розвернулася дискусія відносно визначення такого *освітнього індикатора***,** яким можна було б оцінювати якість освіти. Таким *новим концептуальним орієнтиром***,** що впливав би на формування змісту освіти, її методів, критеріїв тощо, було - визначено *компетентність*, а спосіб розвитку цього утворення – названо *компетентнісним підходом*. Зазначимо, що більшість дослідників розглядають «компетентність» як оцінну категорію, що характеризує людину як суб'єкта діяльності, її здатність успішно виконувати свої повноваження. В українській педагогіці спроба наблизитися до адекватного розуміння термінів «компетенція» й «компетентність» триває майже десять років. Компетенція визначалася як «загальна здатність, що базується на знаннях, досвіді, цінностях, здібностях, набутих завдяки навчанню. Отже, поняття компетентності не зводиться тільки до знань і навичок, а належить до сфери складних умінь і якостей особистості» [3, 178].

Компетентний спеціаліст, компетентна людина - це дуже достойна перспектива особливо для такої відповідальної посади, як посада авіадиспетчера. Запропоновано формулу компетентності [1]. Які її основні складові? По-перше, знання, але не просто інформація, а швидко змінювана, динамічна, різноманітна, яку треба вміти знайти, відсіяти від непотрібної, перевести у досвід власної діяльності майбутніх авіадиспетчерів. По-друге, вміння використовувати це знання у конкретній ситуації, розуміння, яким чином можна добути це знання, для якого знання який метод потрібний. По-третє, адекватне оцінювання - себе, світу, свого місця в світі, конкретного знання, необхідності чи зайвості його для своєї діяльності, а також методу його здобування чи використання. Ця формула логічно може бути вираженою таким чином:

Компетентність = мобільність знань + гнучкість методу + критичність мислення

Організація діяльності головних суб'єктів педагогічного процесу в умовах компетентнісного підходу до навчання складається з двох головних ланок:

Діяльність викладача + Діяльність студента

Основною метою ***професійного розвитку*** майбутніх авіадиспетчерів є усвідомлення ними необхідності прогресивних змін, готовність до пошуку нових можливостей організаційного й індивідуального розвитку. Тобто результатом професійної підготовки сьогодні мають бути, у першу чергу, ***установки (ставлення)*** до змін, а вже потім знання й уміння для реалізації таких змін [5, 33]. Запровадження й реалізація інновацій і, як результат, забезпечення системних змін на рівні освітніх організацій, у першу чергу, залежить від рівня готовності людського потенціалу організацій і, безпосередньо, ролі й рівня ***компетентності*** майбутніх авіадиспетчерів.

Список літератури

1. Єльникова Г. В. Управлінська компетентність / Г.В. Єльникова. – К. : Ред. загальнопед. газ., 2005. – 128 с. – (Б-ка «Шк. світу»).

2. Хоружа Л. Л Компетентнісний підхід в освіті: ретроспективний погляд на розвиток ідеї / Л.Л. Хоружа // Педагогічна освіта: теорія і практика. Психологія. Педагогіка: Збірник наукових праць. – К.: КМПУ імені Б. Д.Грінченка, 2007. – С. 178 – 183.

3. Ващенко Л. М. Інновації в освіті / Л.М. Ващенко // Енциклопедія освіти; гол. ред. В. Г. Кремень. – К. : Юніком Інтер, 2008. – 1040 с.

4. Синицина Н. Г. Модуль / Н.Г. Синицина // Енциклопедія освіти; гол. ред. В. Г. Кремень. – К.: Юніком Інтер, 2008. – 1040 с.

5. Бібік Н. М. Компетентність у навчанні. Компетенції / Н.М. Бібік / Енциклопедія освіти; гол. ред. В. Г. Кремень. – К. : Юніком Інтер, 2008. – 1040 с.

6. Дичківська І. М. Інноваційні педагогічні технології / І.М. Дичківська. – К. : Академвидав, 2004. – 352 с.

УДК 808.2

А.Н. Витряк, канд. пед. наук, доц., Б.Я. Слепак, канд. филол. наук, доц.
(Государственная летная академия Украины, Украина)

ЛИНГВИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ И ПЕРЕПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ

Необходимость разработки лингвистического обеспечения для авиационных тренажеров обусловлена важностью и органичной неотъемлемостью лингвального компонента от общей процедуры ведения радиообмена в международных аэронавигационных коммуникациях. В частности, Евроконтроль в числе факторов, «содействовавших» летным авиационным происшествиям и связанных с работой диспетчеров в последнее время, называет ошибки в планировании полетов, неадекватную оценку летных ситуаций, запоздалую выдачу указаний и рекомендаций, ошибочные действия при выдаче разрешений. При этом отдельно выделяются лингвальные, т.е. связанные с использованием языка в речи, причины: задействование нестандартной фразеологии (“nonstandard phraseology usage”), непонимание и неправильная интерпретация содержания сообщения, а также факторы, связанные с нефразеологизированным употреблением языковых средств и с акцентом (“… in spoken communication, it was misunderstandings or misinterpretations and language/accent issues”).

Сложности, которые неизбежно возникают при решении лингвистических задач в педагогике авиационного английского языка, в том числе и при разработке лингвистической поддержки тренажерной подготовки, предопределены в первую очередь недостаточным вниманием, которое уделяется в международном масштабе концептуально-прагматическим вопросам обеспечения учебного (аудиторного), внеаудиторного (самостоятельного, в том числе машинного) и отдельно тренажерного процессов языковой подготовки и переподготовки авиационных специалистов.

Что касается современной электронной педагогики авиационного языка, то она, с нашей точки зрения, довольствуется реализацией в современной компьютерной оболочке «освященных веками» традиционных подходов и приемов, которые давно и успешно использовались в связи с внедрением вначале звуковоспринимающей и звуковоспроизводящей техники, в том числе киносредств, а в относительно последнее время телевизионных устройств и специализированного оборудования для машинного тестового контроля.

В анализируемой ситуации правомерно говорить о неадекватном, недостаточно эффективном, узкоформатном, далеко не исчерпывающем использовании чрезвычайно продуктивных педагогических возможностей современной компьютерной техники. Таким привычным инерциональным сопровождением, например, снабжены широко используемые в настоящее время специализированные учебные материалы *McMillan*. Конечно, свободное воспроизведение звучащего аутентичного текста, возможность его неоднократного прослушивания, последующая проверка понимания услышанного, реализация принципов множественного выбора и множественного распределения, а также *matching*, комфортное обращение к электронному словарю являются правомерными, целесообразными и, несомненно, полезными приемами учебной работы, но ограничиваться только такими освященными временем заданиями при разработке современных электронных дидактических продуктов означало бы недостаточно адекватную и исчерпывающую реализацию лингвопедагогического потенциала современной компьютерной техники. Тем более, что при таком ограниченном прагматическом ракурсе не учитываются актуальные тенденции развития современной педагогики иностранных языков, развивающейся в направлении психологически правомерной и обоснованной когнитивизации учебного процесса, его

психизации, направленности на развитие способности к мыслительной деятельности средствами изучаемого неродного языка, на формирование памяти знаний и событий как основы развития естественной речевой компетенции и потенциального словарного фонда.

Укажем в этой связи, что наличие у авиационных специалистов, в первую очередь пилотов и диспетчеров, природосообразной компетенции владения неродным языком (“natural language competency”) является обязательным, основополагающим требованием ИКАО (“ICAO Language Proficiency Requirements”). Без сформированной способности осуществлять речемыслительные операции на изучаемом языке, другими словами, без полноценного овладения базовым авиационном языком, успешно решить эту центральную задачу, сформулированную ИКАО, невозможно. Если не сформирована способность к спонтанной речемыслительной деятельности на неродном языке, его использование в реальных условиях коммуникаций будет механистичным, искусственным, переводным, «роботоподобным», что неизбежно приводит, как многократно засвидетельствовала практика, к неполноценному использованию языка в разной степени стрессовых ситуациях производства полетов и их диспетчерского сопровождения.

Актуальным поэтому представляется в настоящее время формулирование задачи разработки концептуально-прагматического инструментария, который был бы сориентирован на реализацию специфического дидактического арсенала мультимедийной компьютерной техники и одновременно был направлен на усиление природосообразности учебной деятельности, учет специфики естественного «приобретения» (*acquisition*) неродного языка.

При этом, поскольку ГЛАУ является высшим учебным заведением, обеспечивающим полный цикл подготовки пилотов, диспетчеров, инженеров и спасателей, перед кафедрой иностранных языков вуза стоит задача как полноценной фундаментальной общеязыковой подготовки курсантов, без которой нельзя добиться естественного владения профессиональным авиационным языком (а эта подготовка у большинства выпускников школ является явно недостаточной), так и базовой общеавиационной и непосредственно профессионально специализированной подготовки, что подразумевает, еще раз подчеркнем, способность выполнять речемыслительную деятельность на изучаемом языке в выбранной профессиональной сфере. Решению задачи естественного, непроизвольного владения языком, что особенно актуально для пилотов и диспетчеров, работающих в режиме мгновенных решений, не оставляющем зачастую времени на раздумывание, призвано сыграть существенную роль применение в учебном процессе компьютерных технологий, в том числе использование лингвальных многофункциональных тренажеров.

Ниже представлена в кратком изложении информация о педагогических продуктах, разработанных для лингвистического обеспечения авиационных тренажеров и методологически сориентированных на реализацию специфических продуктивных прерогативных педагогических возможностей современной компьютерной техники.

1) **“Aviation Basic Course through Questions and True or Role Answers. Primary operational grammar vectoring”** («Курс базового английского авиационного языка в форме вопросов и истинных или ролевых ответов. В основном операциональная грамматическая направленность»)

Ниже приведены основные методологические принципы, реализованные в операциональной коммуникативной персонифицированной грамматике английского авиационного языка, сценарно разработанной для компьютерных тренажерных приложений.

а) *Четкая, «неразмытая» структурированность*, обеспечивающая пошаговое технологичное введение порций учебного материала и тем самым объективное индивидуализированное управление учебно-познавательной деятельностью студентов. Как известно, проблема надежной управляемости является наиболее сложно реализуемой при организации коллективной учебной деятельности. Именно размытая структурированность

при репрезентации учебного материала является одной из решающих причин неэффективного использования традиционных широко распространенных в настоящее время в Украине учебных комплексов, даже лучших из них типа “Headway” или “Streamline”, к тому же предназначенных для экстенсивного педагогического процесса.

Непроизвольному активному коммуникативно обусловленному освоению отдельных пошагово вводимых грамматических операций содействуют их *интегративное (целостное, обобщенное)* представление в трех реальных временах и *сквозное (агрегативное, кумулятивное)* представление. Такое представление содействует непроизвольному естественному овладению отдельными грамматическими операциями, их активному практическому использованию.

б) *Персонифицированность*, дающая возможность формировать средствами изучаемого языка автобиографическую память и память профессиональных событий, опирающуюся на профессиональный опыт авиационных специалистов. В случае если курс реализуется для курсантов, предлагается использовать процедуру организации ролевых игр, формулирования разного рода воображаемых профессиональных «легенд».

Персонифицированность направлена методологически и технологически на преодоление характерного для традиционной методики отчуждения обучаемых от содержания обучения. Учащийся в этом случае рассматривается не только как субъект учебно-познавательной деятельности (субъектно-ориентированное обучение), но и как субъект тематического содержания учебного процесса.

в) *Технологичность*; без реализации этого принципа невозможна надежная индивидуализированная управляемость учебной деятельностью студентов. Базируясь на пошаговом введении новых учебных задач, принцип технологичности обеспечивает возможность получения индивидуализированных объективных оценочных данных на любой фазе непрерывного учебного процесса и позволяет с помощью корректирующих указаний направлять усилия обучаемых на преодоление отставания и замедления темпа формирования адекватных результатов. Принцип технологичности реализуется путем организации операциональной (базирующейся на отдельных операциях) вопросно-ответной формы работы и обеспечивает последовательное сквозное пошаговое динамическое управление учебной деятельностью студента на всех последовательных фазах педагогического процесса. Отметим в этой связи, что каждая новая операция вводится с учетом предыдущих операций в рамках определенной укрупненной структурной (грамматической) единицы.

г) *Операциональность (пошаговость)*; без реализации принципа пошаговости невозможна сквозная технологизация учебной деятельности. В описываемом исследовании в качестве операции выступают отдельные грамматические явления, вводимые по принципу постепенного усложнения (аккумулирования, агрегатирования) и постоянного учета уже введенных операций.

Коммуникативность, технологичность и операциональность практически реализуются в вопросно-ответной форме учебной работы, существенно доминирующей на протяжении всего курса *“Aviation Basic Course through Questions and True or Role Answers. Primary operational grammar vectoring”*. Отметим в связи с вышеизложенным, что ИКАО в своих рекомендациях подчеркивает важность использования именно вопросно-ответной формы для формирования естественной речевой компетенции. Современная компьютерная техника позволяет организовать эту работу в естественной коммуникативной среде путем выделения локальных подсистем для групп обучаемых из четырех участников.

Используемая вопросно-ответная форма работы с участием подгрупп из четырех обучаемых делает практически возможной замену сугубо грамматического, искусственного, отчужденного в личностном содержательном плане, а потому малоэффективного с точки зрения формирования активных речевых навыков академического обучения естественной персонифицированной учебной деятельностью. Постепенный переход от сознательного (в

начале отработки нового грамматического явления) к подсознательному (по мере управляемого продвижения по овладению очередной компетенцией) повышает эффективность учебных усилий пользователей курса. Использование в ответах всей гаммы личных местоимений (I / she / he / they / we / you) обеспечивает системное формирование структурных компетенций.

д) Принцип *целостности воспринимаемых явлений (гештальт-психологический подход)*; этот принцип нашел свое практическое воплощение как в представленной выше схеме системного формирования грамматических автоматизмов, так и в разработанном авторском четырехтактном алгоритме порождения английской двусоставной фразы, позволяющем вводить весь глагольно-временной грамматический материал (речевое оформление стержневой фразообразующей предикативности) в целостном системном виде. Использованный интегративный подход позволяет, как показывает опыт апробационного внедрения, формировать активную фразопорождающую компетенцию за 6-8 учебных часов. Заметим в этой связи, что в традиционных зарубежных комплексах, рассчитанных на экстенсивное обучение, формирование такой компетенции крайне плохо структурировано и «размазано» по нескольким частям комплекса. Эффективность разработанного алгоритма целостного формирования глагольно-предикативной фразообразующей компетенции обусловлена в первую очередь ее природосообразностью. Ведь ребенок, овладевая способностью говорить или взрослый в условиях неконтролируемого погружения в иноязычную среду, усваивают не отдельные грамматические операции, а их естественный фразовый синтез. Для взрослой аудитории эффект к тому же усиливается благодаря использованию на начальном этапе педагогического процесса грамматического материала в виде иллюстративных «агрегативных» и «сквозных» текстов. Введенные таким образом «правила» благодаря системе последовательных тренировочных заданий постепенно теряют свою реальную, осознаваемую директивную силу, находя свое адекватное место в иерархии структуры виртуальной грамматической операциональной памяти. Таким образом реализуется переход от сознательного (эвристизированного) к подсознательному (автоматическому) употреблению языковых единиц в процессе фразопорождения.

Упомянутый выше авторский алгоритмизованный подход лежит в основе интенсивной методики обучения как общему английскому языку так и базовому авиационному языку. Особенно эффективным представляется он в тренажерной подготовке, сознательно сориентированной на постепенное искусственное ужесточение режима учебной деятельности.

2) **“Aviation Basic Communicative Dictionary (Wording)”** («Коммуникативный словарь (лексические средства) базового авиационного английского языка»)

Для интенсифицированного и природосообразного формирования постоянной (имманентной, парадигматической) памяти предметных знаний и памяти событий подготовлен учебный материал синтезированного типа **“Aviation Basic Communicative Dictionary (Wording)”**, в котором сочетаются разные типы словарей, принципы фреймовых подходов, иллюстративный фразовый материал и т.д.

В отличие от традиционных словарей, в частности, одноязычных, толковательных, дефиниционных, энциклопедических, двуязычных, фразеологических, глоссариев, словарей синонимов и антонимов, дистрибутивных (словосочетаемостных) словарей, предложенный продукт словарного типа базируется на принципе формирования концептуальной модели отдельного профессионально-ориентированного района предметной памяти; в нашем случае в качестве такого района выбрана «Гражданская аэронавигация».

Словарные средства группируются вокруг *метапонятий* и «внутристатейно» вводятся в логически обоснованном порядке. Именно поэтому можно утверждать, что новый авиационный словарь при вводе слов и словосочетаний строится на предикативно не грамматикализованном энциклопедическом принципе.

Метапонятия правомерно рассматривать в качестве координатных точек на концептуальной карте предметной области «Гражданская аэронавигация». Ориентация на метапонятия позволяет вводить системно и обоснованно лексические средства, ассоциирующиеся с каждым из них. Особое внимание уделяется подбору средств и их композиционно («сюжетно», «фабульно») обоснованному вводу для нестандартных ситуаций полета. Реализованный подход дает возможность использовать компьютерные технологии для обучения связной профессиональной речи (*narration*).

Чрезвычайно существенным и продуктивным представляется использование языкового материала, служащего для речевого оформления нестандартных ситуаций, в целях автоматического генерирования заданий в режиме тренажерного обучения.

СЕКЦІЯ 11.

ЕНЕРГЕТИЧНЕ УСТАТКУВАННЯ

УДК621.45.037:004.942(043.2)

Н.С. Кулик, доктор технических наук,
И.Ф. Кинащук, кандидат технических наук,
Ф.И. Кирчу, кандидат технических наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ В ЗАДАЧАХ ЧИСЛЕННОЙ ГАЗОДИНАМИКИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ КОМПРЕССОРНЫХ РЕШЕТОК

В работе исследованы зависимости угла поворота потока и потерь полного давления в компрессорной решетке от параметров расчетной сетки. Проанализированы преимущества и недостатки некоторых видов расчетных сеток. Получена картина течения в компрессорной решетке КР-33.

Основная тенденция развития современного компрессоростроения – это разработка малогабаритных, высоконапорных и высокопродуктивных компрессоров. Развитие расчетной газодинамики и компьютерной техники делает возможным разработку и реализацию методов расчета нестационарных течений жидкости и газа в пространственных областях сложной конфигурации.

Известно несколько методов получения характеристик компрессорных решеток – экспериментальные и численные. Численные методы [1] позволяют исследовать течение на всех возможных режимах работы решеток, а также стоимость применения численных методов сравнительно невысокая, т.к. стоимость программного обеспечения и вычислительной техники постоянно снижается.

Численный метод условно можно разделить на следующие этапы: определение объекта исследования, создание расчетной модели, генерация сетки, задание граничных условий, решение задачи, получение, обработка и сравнение с экспериментальными данными результатов моделирования.

Процесс построения сетки относится к ключевым моментам проведения численного эксперимента, от выбора рациональных параметров сетки зависит адекватность полученных результатов [1].

Рациональным выбором сетки можно значительно упростить решение уравнений газодинамики, как правило, представляющих собой систему дифференциальных уравнений описывающих движение газа в частных производных.

Таким образом, основной задачей данной работы было исследование влияния параметров расчетной сетки на характеристики компрессорных решеток (угол поворота потока в решетке, потери полного давления).

Задача построения сетки заключается в нахождении отображения, которое переводит узлы сетки из физической области в вычислительную. Данное отображение должно удовлетворять следующим критериям:

- однозначность отображения;
- сгущение в областях, где возможно появление больших градиентов искомых функций;
- гладкость линий для обеспечения непрерывности производных (для регулярных сеток).

Можно выделить следующие глобальные типы сеток, применяемые в задачах вычислительной гидрогазодинамики с различной методикой построения и решения модельных уравнений: регулярные, неструктурированные, гибридные, адаптивные.

По типу элемента различают гексаэдрические, тетраэдрические, призматические сетки.

Регулярные сетки имеют ряд преимуществ: допускают высокий порядок аппроксимации для методов сквозного счета, что трудно достигается на неструктурированных сетках; не требуют хранения и переработки информации о соседних

ячейках, ребрах, гранях (ориентация, длины и т. п.), необходимой при расчете на неструктурированных сетках.

Существенным преимуществом неструктурированного подхода является гибкая структура построения сетки, позволяющая точно отобразить геометрию расчетной области и сгенерировать сетку с меньшими затратами для областей сложной геометрии, главным образом, пространственных конфигураций [3]. Адаптация сетки к решению задачи в случае неструктурированного подхода производится сравнительно проще, чем в случае регулярных методов построения сетки.

Характерной особенностью неструктурированных сеток является произвольное расположение узлов сетки в физической области. Произвольность следует понимать в том смысле, что отсутствуют сеточные направления и нет структуры сетки, подобной регулярным сеткам.

Применение неструктурированных сеток целесообразно в случае достаточно сложных пространственных фиксированных или изменяемых геометрий. В последнем случае перестройка сетки достигается с существенно меньшими вычислительными затратами, по сравнению, с регулярными методами.

В качестве объекта исследования в данной работе была выбрана компрессорная решетка КР-33 [2], которая состоит из профилей винтовой серии ВС-10, средняя линия которых сгибалась по дуге окружности с относительной толщиной профиля c=0,087. На рис. 1 представлены основные геометрические характеристики решетки.

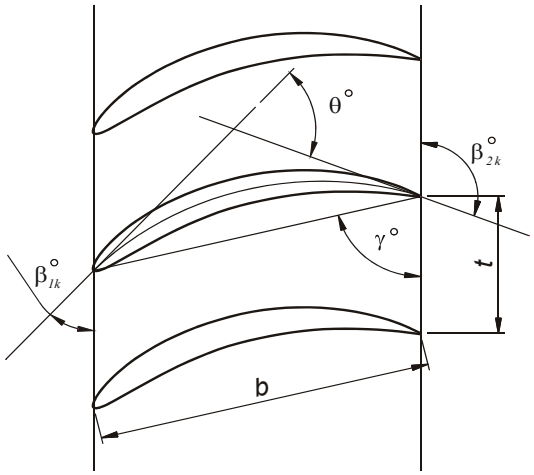


Рис. 1 Геометрические характеристики компрессорной решетки КР-33

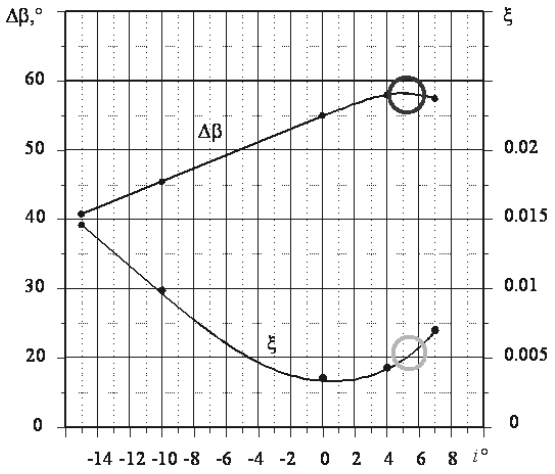


Рис. 2 Зависимость угла поворота потока и потерь в компрессорной решетке от угла атаки

Исходя из экспериментальной характеристики решетки рис. 2, для проведения расчетов, была выбрана точка критического угла атаки равного 5° , где значения угла поворота потока в решетке и потерь по полному давлению являются наиболее показательными для определения влияния параметров сетки на результаты моделирования.

Конструктивные углы: β_{1k}=43°, β_{2k}=111°; угол изгиба профиля $\theta = \beta_{2k} - \beta_{1k}$=68°; угол установки γ=76,5°; Хорда b=52 мм; относительный шаг решетки t/b=0,385.

В качестве расчетной области была выбрана периодическая часть решетки с одной лопаткой (рис. 3). На поверхностях расчетной модели были заданны следующие условия: скорость и угол набегания потока на входе, статическое давление на выходе, стенки расчетной модели и профиля принимались адиабатически жесткими с нулевыми скоростями на их поверхностях, границы периодического интерфейса на сторонах расчетной модели.

Контролируемыми параметрами сетки были выбраны следующие параметры тетраэдрической сетки:

- Maximum Spacing – максимальный размер элемента в объемном теле;
- Minimum Edge Length – минимальная длина элемента на ребре объекта;
- Maximum Edge Length – максимальная длина элемента на ребре объекта.

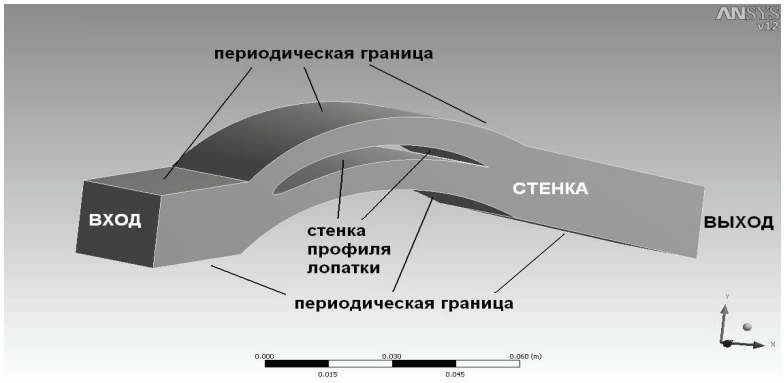
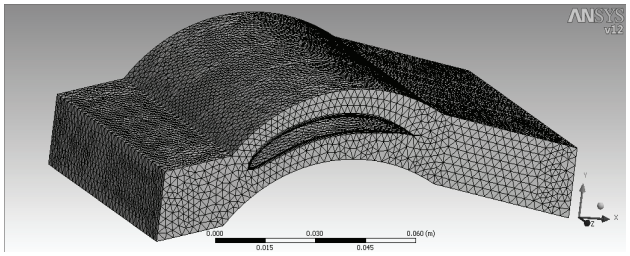
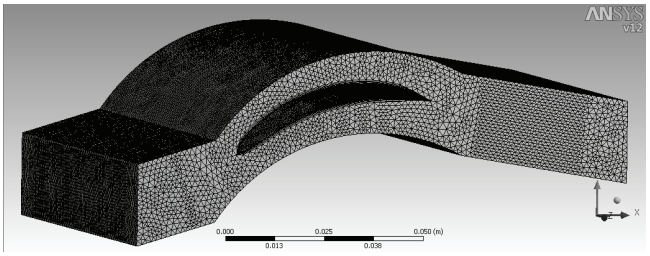


Рис. 3 Расчетная область

Визуально можно увидеть (рис. 4) зависимость формы расчетной сетки от контролируемых параметров – с уменьшением параметров происходит сгущение сетки. В работе проводились исследования с четырьмя различными наборами параметров расчетной сетки Max Spacing - 2.0; 1,7 ; 1,4; 1,2; Max Edge Length – 2.0; 1,7 ; 1,4; 1,2; Min Edge Length – 2.25; 1,9; 1,6; 1;35.



а)



б)

Рис. 4. а) Max Spacing - 2.0, Max Edge Length – 2.0, Min Edge Length – 2.25;
б) Max Spacing - 1.2, Max Edge Length – 1.2, Min Edge Length – 1.35.

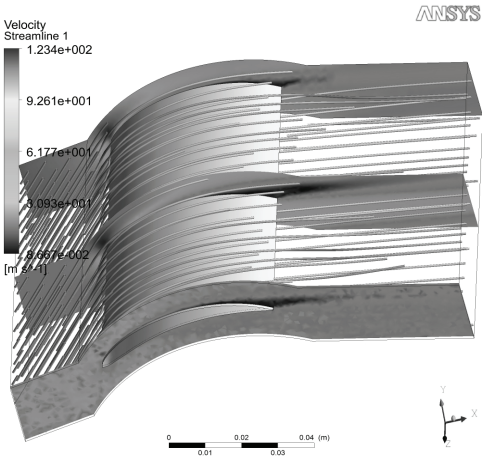


Рис. 5 Картина течения в компрессорной решетке

В результате расчетов была получена картина течения в компрессорной решетке (рис.5), которая полностью соответствует действительности: отрыв потока от верхней поверхности профиля, в области которой идет уменьшение скорости и увеличение давления.

В качестве измеряемых параметров были выбраны полное давление, угол входа потока и угол выхода, которые дали возможность проанализировать влияние параметров сетки на потери полного давления и на угол поворота потока.

Из графиков (рис. 6, 7) очевидно, что влияние параметров сетки на потери более значительны, нежели на угол поворота потока.

Также была построена зависимость времени вычислений на ПЭВМ от параметров расчетной сетки (рис. 8).

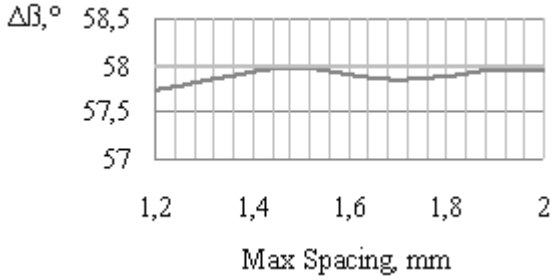


Рис. 6 Зависимость угла поворота потока в решетке от параметра сетки

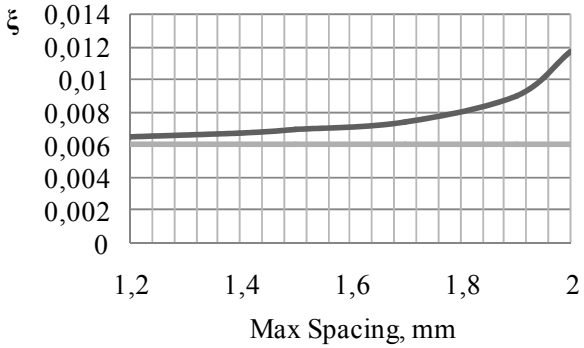


Рис. 7 Зависимость потерь в компрессорной решетке от параметра сетки

Уменьшение размеров элементов сетки на 70% приводит к снижению погрешности между экспериментальными и расчетными данными в два раза, но при этом увеличение времени расчета в 4,5 раза.

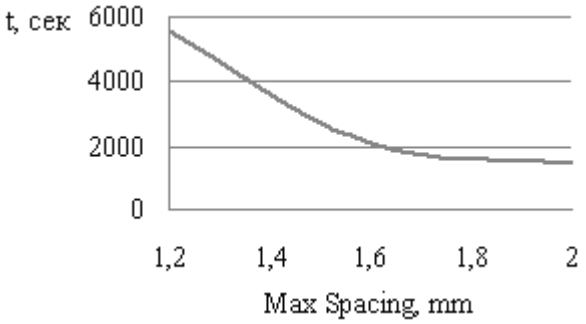


Рис. 8 Зависимость времени расчета от параметра сетки

Численный эксперимент проводился при помощи SolidWorks 9.0 и ANSYS 12.0. Критерий сходимости численных расчетов: среднеквадратичное расхождение 10^{-5}. Параметр сетки изменялся с шагом Δmax Spacing = 0,1 mm в диапазоне 1,2 … 2,0 mm.

Выводы

В результате анализа результатов можно сделать вывод об эффективности использования численных методов при усовершенствовании геометрии компрессорных решеток, а также для детального исследования проблемных участков. Численный метод позволяет исследовать влияние различных факторов на характеристики решеток и дает возможность включить процедуру оптимизации в процесс проектирования.

В ходе работы были исследованы зависимости угла поворота потока и потерь полного давления в компрессорной решетке от параметров расчетной сетки, проведенные исследования показали, что структура расчетной сетки очень сильно влияет на достоверность результатов моделирования. Следовательно, актуальной задачей численного моделирования остается совершенствование расчетной сетки, т.е. исследование подходов по созданию расчетных сеток (адаптивной и гибридной) для улучшения качества сетки и уменьшения временных затрат (машинного времени).

Список литературы

1. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин / Бойко А.В., Говорущенко Ю.Н., Ершов С.В., Русанов А.В., Северин С.Д. – Х.: НТУ “ХПІ”, 2002. – 356 с.

2. Свечников В.С., Кириллов А.Б., Аэродинамические характеристики компрессорных решёток // Труды ЦАГИ. –М.: БНТ ЦАГИ, 1957. – вып. № 142. – 56 с.

3. Eriksson L.E. Generation of boundary-conforming grids around wing-body configurations using transfinite interpolation. AIAA J., vol.20, N10, pp.1313-1320.

4. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей -М:Мир, т.2, 1991, 552с.

УДК 621.515-226.2

С.Ю. Гуз, аспірант (Національний авіаційний університет, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗМІЩЕНЬ ТУРБУЛІЗАТОРІВ В ЛОПАТКОВИХ ВІНЦЯХ ОСЬОВОГО КОМПРЕСОРА

В роботі висвітлюються рекомендації, щодо проведення розрахунків для досліджень стосовно раціональної установки турбулізаторів на лопаткових вінцях в осьових компресорах (ОК).

Основна частина

Як відомо однією із основних частин газотурбінних двигунів (ГТД) є компресор, під час технічної експлуатації авіаційний компресор працює при різних експлуатаційних розрахункових і не розрахункових режимах, при цьому не бажаними експлуатаційними явищами які можуть виникнути при роботі авіаційних компресорів є явища які пов'язані з втратою газодинамічної стійкості в компресорах – помпаж, зрив потоку. Для попередження та усунення даних явищ і наслідків які вони можуть спричинити при роботі ГТД конструктори застосовують різноманітні підходи під час яких за основу приймаються відповідні допущення та обмеження при теоретичному аналізі, виборі розрахункової схеми та ряду інших специфічних умов за рахунок яких вдається досягати утворення відповідних фізичних процесів необхідних для забезпечення більш надійного і контрольованого газодинамічного керування течією в лопаткових компресорах під час їхньої роботи. Але при цьому виникає складність в розрахунках позитивності чи негативності досягнутого фізичного ефекту. І тому дана стаття присвячена розробці технічних рекомендацій щодо врахування фізичних властивостей які мають місце при застосуванні одного з пасивних методів удосконалень ОК – застосуванні турбулізаторів в лопаткових вінцях ОК.

Аналіз публікацій

Серед ряду робіт написаних з даної тематики варто відзначити початкову роботу німецького вченого Людвіга Прандтля [1] який пояснив з фізичної точки зору фізичне явище під назвою: «Криза опору» яке відкрив французький інженер Ейфель [2] , нині воно більш відоме дослідникам, як парадокс Ейфеля-Прандтля. Саме відкриття даного явища і дало поштовх розвитку застосування турбулізаторів та відповідного виникнення ряду питань стосовно рентабельності і пошуку областей де можливо їхнє застосування в авіації, зокрема в авіаційних ГТД.

При ряді спроб пошуку відповідей на поставлені питання дослідники виконали десятки різноманітних експериментів, з яких визначальними на нашу думку є експерименти проведені на базі Лондонського дослідного центру при міністерстві авіації Англії в 1960 р.[3] та дослідного центру NASA [4,5,6] стосовно досліджень застосування різних за геометричною формою турбулізаторів на поверхнях лопаткових вінців в осьових компресорах (ОК) .

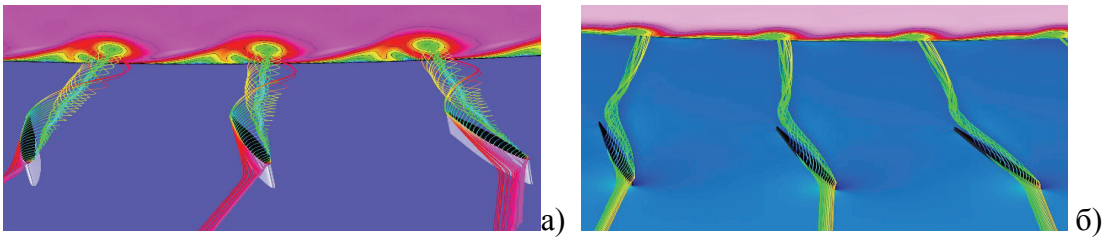
В подальшому науковцями, дослідниками та конструкторами які займалися даною тематикою, було піднято питання стосовно пошуку найбільш ефективного розміщення турбулізаторів на поверхні лопаткових вінців з цілю підвищення запасів газодинамічної стійкості ОК, яке залишається невирішеним в повній мірі і в наш час.

Зокрема, на при кінці минулого століття у 1985 р. Терещенком Ю.М. були розроблені рекомендації стосовно аеродинамічного вдосконалення лопаткових апаратів компресорів [7], дані рекомендації в основному використовуються дослідниками в області компресоробудування. В 1987 р. Wennerstorm [8] застосував новий на той час підхід в розміщенні турбулізаторів, він досліджував розміщення невеликих клиноподібних турбулізаторів на сторонах розрідження лопаткових вінців ротора для запобігання відриву потоку і на основі отриманих експериментальних даних відзначав, що позитивність

застосування турбулізаторів даного типу на лопатках ротора вентилятора менш вагома ніж витрати, які виникають при цьому.

Через декілька років, а саме в 1993р. McCormick [9] в своїх дослідженнях також застосував турбулізатори плоскої геометричної форми, з цілю зменшення відриву турбулентного прикордонного шару на плоскій пластинці. В описі цього дослідження він відзначив, що в той час коли зменшується відрив, то усереднена витрата повного тиску збільшується. В 1995р. аналогічні результати спостерігав Gammrdinger [10] при випробуваннях транс звукового осьового вентилятора.

В 2002 році дослідження в даній області провів співробітник NASA Chima R. V. [11] який застосував 3D – експериментальну візуалізацію для проведень досліджень штучно зтурбулізованих потоків за рахунок розміщення турбулізаторів в лопаткових вінцях ОК Рис. 1.



а) б)

Рис 1. 3D- комп'ютерна візуалізація розповсюдження штучно зтурбулізаційованих повітряних потоків при обтіканні лопаткових вінців ОК з установленими на них турбулізаторами

а) товщина прикордонного шару 1,3δ; б) товщина прикордонного шару δ/4.

Ціль роботи – враховуючи специфічність конструкцій турбулізаторів розробити рекомендації для подальших розрахунків оптимального їхнього розміщення на лопаткових вінцях ОК ГТД.

Результати дослідження

В даному випадку об'єктом дослідження є лопаткові вінці ОК в яких установлюються турбулізатори, застосування котрих викликає практично-дослідний інтерес у багатьох конструкторів та дослідників. За предмет дослідження в роботі взято течію повітряного потоку, яка потрапляє в ОК.

Під турбулізаторами нами розуміються пасивні інтенсифікатори енергетичного обміну, як внутрі енергетичного шару так і між прикордонним шаром і основним потоком зі сторони обтікаємого потоку. В свою чергу застосування турбулізаторів є пасивним методом керування відривними процесами впливаючи на безвідривність повітряного потоку протікаючого через ГТД та на формування аеродинамічних слідів, завдяки чому виникає можливість попереджувати та локалізовувати зриви потоку, які можуть виникнути при роботі авіаційних ГТД.

Застосовуючи розрахункову методику для проведень дослідженнь як і у конструктора Письменного Д. Н. [12] нами було проведені аналогічні розрахунки для визначення тепловіддачі та втрат повного тиску в лопаткових вінцях ОК Рис. 2.

Основуючись на подібній конструкції турбулізаторів, як на лопаткових вінцях ОК так і на лопаткових вінцях турбіни ГТД ми використовували наступне співвідношення для визначення середнього коефіцієнту тертя для лопаткового вінцевого каналу в ОК :

$$f = \Delta P / \left(4\left(\frac{l}{d}\right) \cdot \left(\frac{c^2}{\rho \cdot F^2}\right)\right) \quad (1);$$

де: ΔP – перепад тиску на розрахунковій ділянці;

l- довжина розрахункової ділянки;

d- гідравлічний діаметр каналу;

G- витрата повітря;

ρ – середня густина повітря;

F- площа поперечнього перерізу канала

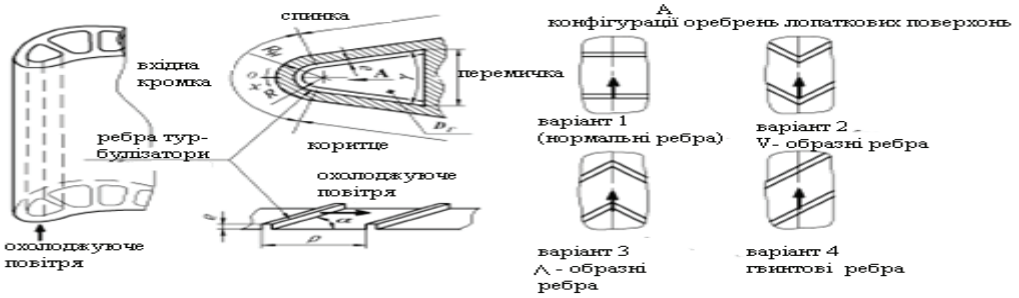


Рис. 2. Дослідження застосування турбулізаторів в лопаткових вінцях ОК.

.

Потім ми визначили число Нуссельта для гладкої (S) і для оребреної турбулізаторами стінки (R) визначалося згідно залежності (2):

$$Nu_{S(R)}=\left(\frac{d}{\lambda}\right)\cdot\left(\frac{q_{S(R)}}{(t_W-t_b)_{S(R)}}\right) \quad (2);$$

де λ – коефіцієнт теплопровідності повітря;

$q_{s(R)}$-густина теплових потоків до повітря від гладкої (з турбулізаторами) стінки, Вт/$м^2$;

$(t_W-t_b)_{s(R)}$ – осереднені по ширині гладкої (та з турбулізаторами) пластинчасті температурні напори.

Використовуючи раніше встановлену вченими залежність [7] провели розрахунки для визначеня шляху перемішування потоку :

$$l=\frac{\omega^*\cdot\sqrt{1-\frac{y}{\delta}}}{d\omega/dy} \quad (3);$$

де: $\omega^*=\sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}}$ - динамічна швидкість; y- поточне значення координати; δ - товщина прикордонного шару; ω – поточне значення швидкості.

Як відомо зменшення довжини шляху змішування зв'язано з зниженням турбулентного обміну енергії між зовнішнім потоком і пристінковим шаром, та відповідно зі зниженням енергії в потоці – дана залежність пояснює фізичний зміст в необхідності пошуку оптимального розміщень турбулізаторів на лопаткових вінцях.

Після даного розрахунку нами було запропоновано підвищити точність розрахунків шляхом врахування висоти шорсткості лопаток ОК та корпусу ОК:

- для ламінарного шару допустима висота шорсткост поверхні розраховується згідно наступної залежності:

$$\frac{\omega^* k_{доп}}{\nu}\leq 15 \quad (4);$$

де: $k_{доп}$ - допустима висота шорсткості;

- для турбулентного прикордного шару допустима висота шорсткості визначається з врахуванням наступної залежності:

$$k_{доп}\leq l\frac{100}{Re_l} \quad (5);$$

де: l - характерний розмір (довжина профілю); Re_l - число Рейнольдса;

відповідно розраховується число Рейнольдса для відриву потоку за шорсткістю поверхні:

$$Re_к = \frac{\omega_k k}{\nu} \quad (6);$$

де: ω_k - швидкість в незбуреному потоці на рівні шорсткості; k- рівень шорсткості поверхні.

Висновок

Так як турбулізатори є інтенсифікаторами енергетичного обміну то при проведенні розрахунків пов'язаних з їх дослідженням необхідно проводити наступні розрахунки:

– розрахунок тепловіддачі;

– розрахунок втрат тиску в лопатковому каналі;

– розрахунок шляху змішування потоку.

Для точності одержання даних нами рекомендується врахування коефіцієнта шорсткості, як лопаткових вінців так і самого корпусу компресора, які впливають на перебіг фізичних процесів в ОК.

В результаті дослідження встановлено, що з цілю зниження рівня втрат в компресорних решітках при їх роботі з малими числами Рейнольдса та при великих кутах атаки доцільно розміщувати турбулізатори на поверхнях лопаток до крапки переходу ламінарного прикордонного шару в турбулентний.

Література

1. *Прантль, Л.* Гидроаєродинамика. [Текст]/ Л. Прантль. - М: Изд. иностр. лит-ры -1949. -520с.

2.*Свищев, Г.П.* Авиация: Энциклопедия. [Текст] / Г.П.Свищев.— М.: Большая Российская Энциклопедия. Главный редактор -1994. – 736 с.

3. *Staniforth, R.* Some Tests on Cascades of Compressor Blades fitted with Vortex Generators [Текст] / *R.* Stanifort. - London A.R.C. Technical Report C.P. – 1960. - No 487 – pp. 1-18.

4. *Rockenbach, R. W., Brent J. A., Jones B. A.* Single stage experimental evaluation of compressor blending with slots and vortex generators (part 1 – Analysis and design of stages 4 and 5) [Текст] // *R. W. Rockenbach*, J. A. Brent., B. A. Jones. - NASA CR-72626 , PWA FR -3461, contract NAS3-10481 , 20 March 1970.

5. *Brent J. A., Jones B. A.* Single stage experimental evaluation of compressor blading with slots and vortex generators (part 2 - Data and performange for stage 5 without slots or vortex generators) [Текст] / J. A. Brent., B. A. Jones. - NASA CR-72626 , PWA FR -3461, contract NAS3-10481 , 20 March 1970.

6. *Brent J. A.* Single stage experimental evaluation of compressor blading with slots and vortex generators (part 3 – Data and performance for 4) [Текст] / J. A. Brent.- NASA CR-72626 , PWA FR -3461, contract NAS3-10481 , 20 March 1970.

7. *Терещенко, Ю. М.* Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров [Текст] / Ю. М. Терещенко.–М: Машиностроение, 1987.-168с.

8. *Wennerstrom, A.* Some Experiment With a Supersonic Axial Compressor Rotor./ A. Wennerstrom. // J. Turbomachinery, -1987.-Vol. 109 pp. 388-393

9. *McCormick, D. C.* Shock Boundary Layer Interaction Control With Vortex Generators and Passive Controll [Текст]/ D. C. McCormick. // AIAAJ., 1993. – Vol.93., No. 1.1. – P. 91-96

10. *Gammerdiner, P. M.* The Effects of Low – Profile Vortex Generators on Flow in a Transonic Fan – Blade Lascade [Текст]/ P. M. Gammerdiner. //Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey - 1995. - Vol. 31, No. 2.-15-21.

11. *Chima, R. V.* Computational Modeling of Vortex Generators for Turbomachinery.[Текст]/ R. V. Chima. – NASA/TM-2002-211551.- 14 pp.

12. *Письменный, Д. Н.* CFD- Расчет теплоотдачи и потер давления в канале с ребрами-турбулизаторами[Текст]/ Д. Н. Письменный. // Вісник двигунобудування.- 2009. - №3 (22) С. 82-87.

УДК 621.7.036-226

В.В. Панін, доктор технічних наук,
І.І. Гвоздецький, кандидат технічних наук, А.П. Вознюк
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ РАДІАЛЬНИХ ЗАЗОРІВ НА ОСНОВНІ ПАРАМЕТРІ РОБОТИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОГО ТА НАЗЕМНОГО ЗАСТОСУВАННЯ.

Проведено аналіз змін таких геометричних параметрів проточної частини ГТД як величина радіальних зазорів в компресорі та турбіні в процесі тривалої експлуатації. Запропонована методика оцінки впливу цих змін на протікання перехідних режимів роботи двигунів та практичні заходи щодо усунення негативних наслідків.

Під час тривалої експлуатації газотурбінного двигуна в його проточній частині проходять процеси які змінюють геометричні параметри та, як наслідок, характеристики робочого процесу в цілому.

Діагностування та усунення несправностей, які виникають завдяки цим процесам, є дуже складним внаслідок повільності протікання, деградаційних процесів та комплексності змінених характеристик. Незважаючи на повільність та відносну непомітність деградаційних процесів вони впливають майже на всі характеристики робочого процесу двигуна.

Відомо, що найбільш інформативним, з точки зору діагностування, є перехідні режими роботи газотурбінного двигуна.

До теперішнього часу відносно мало уваги приділялося моделюванню перехідних режимів роботи газотурбінних двигунів. Але відомо, що ознаки змін в робочому процесі двигуна, в першу чергу, з'являються саме на перехідних режимах. Таке протиріччя пояснюється тим що, швидкоплинність перехідних процесів унеможливлювала отримання необхідної діагностичної інформації за допомогою бортових систем накопичення та контролю.

Ситуація, почала змінюватись після появи цифрових систем контролю та накопичення інформації, що прийшли на зміну застарілим бортовим засобам.

Отримання інформації в режимі реального часу, з великою частотою опитування та малим періодом обробки параметрів дає можливість застосування динамічних моделей авіаційних газотурбінних двигунів для вирішення задач діагностування. Підвищення точності діагнозу вимагає урахування таких факторів як зміна геометричних параметрів проточної частини в процесі тривалої експлуатації.

Аналіз зміни параметрів двигунів однакової конструктивної схеми, але з різними абсолютними значеннями параметрів, показів, що відносні відхилення основних даних від їх значень за технічними умовами є практично однаковими. Зазначене дає можливість використання статистичних даних різних двигунів для встановлення загальної закономірності зміни їх параметрів від наробітку [2].

Такі геометричні параметри, як площі соплових апаратів турбін є визначальними, тобто такими, що безпосередньо впливають на основі дані двигуна (тягу та питому витрату палива). Величини радіальних зазорів не впливають безпосередньо на основі дані двигуна, а їх влив здійснюється на такі визначальні параметри як ККД каскадів компресорів та турбін.

Закордонні фірми та авіакомпанії, починаючи з ТРДД ранніх поколінь, ретельно вивчають вплив зносу вузлів на характеристики та експлуатаційну надійність двигунів.

Наприклад, фірма «Пратт-Ултни» проводила дослідження впливу зносу компресора двигуна JT3D на характеристики і запаси стійкості двигуна на пускових режимах [3].

Для оцінки зміни радіального зазору в процесі експлуатації використовувалось експоненціальне рівняння регресії :

$$\Delta\delta(\tau) = \mathrm{A}e^{\frac{\alpha}{\tau}}, \qquad (1)$$

де А і α - постійні коефіцієнти.

Для знаходження постійних коефіцієнтів А і α методом найменших квадратів необхідно мінімізувати вираз :

$$Q=\sum_{i=1}^{n}\left[\lg\Delta\delta(\tau)-\lg A+\alpha\frac{1}{\tau_i}\lg e\right]^2, \quad (2)$$

Після диференціювання рівняння (2) і відповідних перетворень отримаємо співвідношення для визначення lg A та α .

$$\lg A=\frac{\sum_{i=1}^{n}\lg\Delta\Pi(\bar{\tau j})}{n-\frac{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\bar{\tau j}}^2}{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\tau_i^2}}}\left[1-\frac{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\tau_i}\lg\Delta\Pi(\tau_i)}{\sum_{i=1}^{n}\lg\Delta\Pi(\tau_i)}\cdot\frac{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\tau_i}}{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\tau_i^1}}\right];$$

$$z=2{,}302\frac{1}{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{\tau_i}}\left[n\lg A-\sum_{i=1}^{n-1}\lg\Delta\Pi(\tau_i)\right], \quad (3)$$

Розрахунок сум величин, що входять до рівнянь (3),здійснюють за кількістю експеремнтальних точок n.

Необхідно встановити зв’язок між зміною величини радіальних зазорів та визначальними параметрами (ККД каскадів компресора).

Для вирішення цієї задачі скористаємося залежністю, наведеною в роботі [1]

$$\delta\eta_K^*=-K_1z_K\left(2{,}8\frac{\left(\bar{\delta}-0{,}01\right)}{\eta_{cn.o}^*}+\frac{\delta\varepsilon_{TP}}{K_2}\right), \quad (4)$$

де K_1 та K_2 - коефіцієнти впливу[6]; Z_K – кількість ступенів у каскаді; $\bar{\delta}$ - відносне значення радіального зазору; $\delta\varepsilon_{\text{ТР}}$ - відносне відхилення коефіцієнта втрат ступеню за рахунок збільшення шорсткості поверхонь лопаток. Величина

$\delta\varepsilon_{\text{ТР}}$ пов’язана з величиною відносної шорсткості лопаток наступним співвідношенням :

$$\delta\varepsilon_{TP}=\frac{(0{,}05-0{,}08)\varepsilon^{0{,}25}\left(\frac{b}{A}\right)}{\varepsilon_{TP.0}}-1, \quad (5)$$

Де b - хордо лопатки; А – ширина між лопаткового каналу; $\delta\varepsilon_{\text{ТР}}$ - вихідне значення коефіцієнта втрат.

Використання формул (4) і (5), дає змогу в подальшому оцінити як змінюються основні параметри двигуна і параметри робочого процесу на стаціонарних та перехідних режимах роботи ГТД.

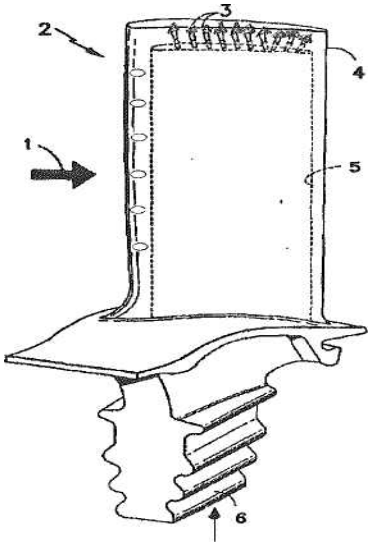
Завдяки властивостям матеріалів радіальні зазори між лопатками та статором компресора та турбіни змінюються в наслідок нагріву вузлів проточної частини двигуна.

Найбільше температурне навантаження діє на лопатки турбіни та соплові апарати. Тому дуже важливою є розробка та застосування методів охолодження лопаток і частин статора компресора та турбіни.

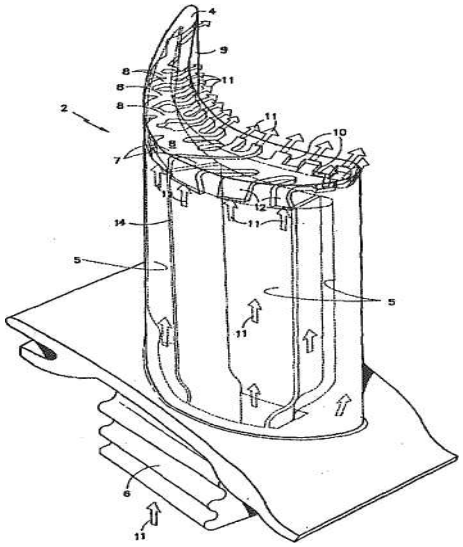
Слід зазначити, що у більшості випадків охолоджуюче повітря в турбіну відбирають з КНТ. Чим більше відбір повітря з внутрішнього контуру, тим менша ефективність двигуна. Тому необхідно намагатися відбирати охолоджуюче повітря з зовнішнього контуру. При цьому попереднє стиснення охолоджуючого повітря можна здійснювати в окремих

малорозмірних приводних компресорах. Конструктивна розробка таких систем відбору ще не завершена. Але підвищення паливної ефективності двигуна за рахунок зниження відбору повітря на охолодження можна досягти шляхом вдосконалення системи охолодження лопаток турбіни. В патенті No US 2004/0151587A1. автори пропонують замість традиційного методу охолодження і конструкції лопатки турбіни, використовувати мікроциркуляційну систему охолодження.

У традиційному методі охолоджуюче повітря, що підводиться через отвори в хвостовику лопатки, подається у внутрішні поздовжні канали профільної частини, і далі проходить частково до отворів у кінцевій частині, далі до газоповітряного тракту (конвективний метод охолодження). Проте ефективність конвективного методу не достатня висока, тому в 90-х роках минулого століття почали застосовувати плівкове охолодження. При цьому методі охолоджуюче повітря частково виводиться через отвори в передній частині і створює плівку, щоб не допускати безпосередній контакт гарячих газів з поверхнею лопатки. Незважаючи на високу ефективність охолодження, цей метод має і суттєвий недолік: ефективна товщина профілю збільшується на товщину охолоджуючої плівки. Внаслідок цього ККД ступені знижується, що негативно впливає на паливну ефективність двигуна. Тому існує доцільність у використанні конвективного методу охолодження, але вже на новому рівні: замість 3-4 радіальних каналів, як це було у традиційному методі (мал. 1.1), використовувати сильно розвинену систему мікроциркуляційних каналів, розташованих під поверхнею лопатки (мал. 1.2).



Мал. 1.1 Лопатка з традиційним охолодженням


Мал. 1.2 Лопатка з мікроциркуляційним охолодженням

Такий метод охолодження дозволяє уникнути недоліків традиційних методів (конвекційного та плівкового), забезпечити надійне охолодження лопатки без збільшення ефективної товщини профілю і як наслідок, отримати підвищення ККД турбіни. Аналітичні вирази для описання впливу ККД каскадів на основі параметри робочого процесу ТРДД, можна отримати шляхом рішення систем рівнянь, що описують рух роторів та умови сумісної роботи елементів двигуна на перехідних режимах [6].

$$\frac{dn;}{dt} = \frac{N_{Tj} - N_{Kj} - \Delta N_j}{(\pi/30)^2 J_{zj} n_j};$$

$$G^{Kj} - G^{K}(j+1) - \Delta G^{Kj} = 0; \qquad (6)$$

$$G_{к.з.} + \sum_{i=j}^{N} \Delta G_{c.a.i} + \sum_{i=j+1}^{N} \Delta G_{pKi} - G_{тj}\left(\pi_{Tj}, \tau_{uj}\right) = 0;$$

$\Phi\left(F_C\right)=0$; $\Phi_1\left(g_n\right)=0$; $\}$ закони керування в перехідному процесі.

де n_j - частота обертання j-го ротора; N_T та N_{Kj} - потужності турбіни та компресора j-го ротора; ΔN_j - потужність, що відбирається з валу j-го ротора; J_{zj} - момент інерції j-го ротора; G_{Kj} та $G_{Kз}$ - витрати повітря в компресорі j-го каскаду та в камері згорання; $G_{тj}\left(\pi_{Tj}, \tau_{uj}\right)$ - витрати газу, що визначаються характеристиками турбіни кожного каскаду; $\Delta G_{CA.j}$ та ΔG_{pKj} - витрати повітря на охолодження лопаток соплового апарата та робочого колеса j-го каскаду турбіни; $g_П$ - відносна витрата палива; F_C - площа сопла.

Рішення системи рівнянь здійснюється після завдання початкових умов, наприклад, параметрів на режимі малого газу шляхом використання стандартної програми інтегрування системи диференціальних рівнянь.

Зміни ККД каскадів безпосередньо впливають на величини потужностей цих каскадів,що входять до системи рівнянь (6).

Висновки

Запропонований в роботі підхід, дозволяє враховувати і чисельно описувати вплив зміни радіального зазору в компресорі та турбіні ГТДД на протікання деградаційних процесів. Комплексне застосування запропонованого метода та технічних рішень надає можливість створення умов для значного поліпшення параметрів двигуна під час тривалої експлуатації.

Список літератури

1. *Панин В.В., Чумак О.Ч., Ратынский В.В., Шевченко М.А.* Анализ корреляционных связей термодинамических и геометричиских параметров ГТД// Авиационно-космическая техника и технология

2. *Бутончников А.П.* О влиянии наработки в летной эксплуатации на ухудшение параметров двухконтурных турбореактивных двигателей /*А.П.,.Бутончиков, Е.Д.Нестеров, С.С. Акимов, Э.Л.Симкин*// Труды ЦИАМ №:731, 1976. – 11 с.

3. *Arnold B.R., Gast J.R.* A cooperative airline program to evaluate engine parts aging effect on a current turbofan engine model.SAE «Preprints»,s.a., №700329,10 pp.,ill. Экспресс-информация ВИНИТИ, Воздушный транспорт, 1971, №16

4.Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений /А.Я.Черкез - М.: Машиностроение, 1975.-380 с.

5. Динамика авиационных ГТД / *Г.В.Добрянский, Т.С.Марьянова* – М.: Машиностроение, 1989.-240 с.

6. Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей / *Сосунов В.А.,Литвинов Ю.А.* – М.: Машиностроение, 1975.-216 с.

УДК 621.515-226.2

М.Ю. Богданов, аспірант,
Г.М. Нікітіна, ст. викладач,
В.В. Роздобудько, В.М. Зюзьков,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ЩІЛИННИХ ЛОПАТКОВИХ ВІНЦІВ В КОМПРЕСОРАХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК

В статті проведений аналіз пасивних способів управління пограничним шаром в лопаткових вінцях осьового компресора. Показано, застосування щілинних лопаток за даними продувки плоских решіток профілів дозволяє на деяких режимах покращити характеристики ступеня осьового компресора. Однак, залишається остається невирішена проблема по визначенню форми щілини та її розташування по хорді та висоті лопаткового вінця.

Аеродинамічне вдосконалення компресорів є одним із шляхів вирішення загальної проблеми підвищення ефективності та конкурентоспроможності транспортних та стаціонарних газотурбінних двигунів, компресорних та вентиляційних установок.

Підвищення економічності осьових компресорів можливо завдяки практичному застосуванню в компресоробудуванні останніх досягнень в області аеродинаміки і матеріалознавства.

Ефективність роботи компресора залежить від рівня втрат в його проточній частині, як на розрахункових так і на не розрахункових режимах. Загальна величина втрат складається з втрат напору в РК та НА, які поділяються на наступні складові [1]:

профільні втрати, пов’язані з утворенням пограничного шару на поверхні профілю лопаткової. Профільні втрати зазвичай поділяються на опір тертя, опір тиску та хвильовий опір, іноді виділяють кромкові втрати;

- кінцеві втрати виникають внаслідок утворення пограничного шару на поверхнях, які обмежують міжлопатковий канал по висоті лопатки;

- вторинні втрати, пов’язані з перетіканням робочого тіла в поперечному напрямку через зазори, з утворенням пограничного шару та його відриву в двогранному куті біля втулки та виникненням вихрових течій в міжлопатковому каналі.

В результаті наявності цих втрат енергії в лопаткових вінцях ступеня осьового компресора падає ККД та напір. Наприклад, збільшення радіального зазору на 1% призводить до пониження ККД на 2% та пониження напору на 3…5%. Необхідність збільшення напору втулкових перерізів у ступенях з постійною циркуляцією, через зменшення окружної швидкості, приводить до значного збільшення закручення потоку, що зв'язано зі зростанням кута повороту потоку.

В осьових компресорних ступенях це приводить до збільшення дифузорності міжлопаткових каналів, що викликає у свою чергу збільшення втрат у них внаслідок відриву потоку.

Рішення задачі забезпечення безвідривної течії в кореневих перерізах можливо при спільному розгляді питань збільшення густоти решітки і застосування методів керування обтіканням лопаткових вінців.

Однією з основних причин, що понижує ефективність ГТД на не розрахункових режимах є проблема зриву потоку в ступені осьового компресора, що в свою чергу призводить до пониженню ККД компресора, виникненню обертового зриву потоку та помпажу. Саме тому, однією із основних задач аеродинамічного удосконалення лопаткових машин є попередження зривного обтікання лопаткових вінців та зниження рівня втрат, що обумовлені не розрахунковим обтіканням лопаток та аеродинамічними слідами за елементами в проточній частині компресора. Вказану проблему вирішують шляхом впровадження пасивних та активних способів керування пограничним шаром в лопаткових

вінцях а також застосуванням просторових методів проектування лопаткових вінців турбомашин.

Застосування активних способів керування пограничним шаром дозволяє значно покращити характеристики ступенів осьового компресора, але при цьому значно ускладнюється конструкція та виникає необхідність в застосуванні додаткових джерел енергії. Особливо проблемне застосування активних способів керування пограничним шаром в рухомих елементах турбомашин.

Пасивні способи керування пограничним шаром більш прості в застосуванні та не потребують додаткових джерел енергії.

Зниження вторинних втрат в кореневих перетинах пера лопатки осьового компресора можливо, наприклад, за рахунок застосування лопаткових вінців з протоками.

При обертанні робочого колеса за рахунок перепаду статичного тиску, що має місце при обтіканні профілю лопатки, а також за рахунок відцентрових сил, які діють на газ в каналах, відбувається відвід частини газу з пограничного шару зі спинки в кореневому перетині в районі двогранного кута, утвореного поверхнею лопатки і втулкою, і видув цього газу в середніх перетинах спинки пера в області вхідної кромки, внаслідок чого запобігається нагромадження і відрив пограничного шару в кореневих перетинах і збільшується енергія пограничного шару в середніх перетинах спинки пера. У результаті знижуються вторинні втрати в кореневих перетинах і підвищується стійкість пограничного шару в середніх перетинах пера лопатки.

Для оцінки ефективності використання осьового компресора з розробленими лопатковими вінцями були проведені експериментальні дослідження ступеня осьового компресора. За результатами експериментальних досліджень був отриманий розподіл адіабатичного ККД по висоті лопаткового вінця рис.2.

В перерізах біля втулки адіабатичний ККД ступеня з розробленими лопатковими вінцями більший на 12…15% ніж у ступеня з традиційними лопатковими вінцями.

Після проведення осереднення по площі прохідного перерізу та витраті повітря ККД ступеня складав на 3,5…4 % більше ніж у ступеня прототипу.

Однак, порівняння характеристик лопаткових вінців, які мають протоки, з традиційними лопатковими вінцями вказує на те, що їх характеристики в кінцевих перетинах практично співпадають.

Застосування дворядних лопаткових вінців, як видно з експериментальних залежностей наведених на рис.1, дозволяє значно покращити характеристики біля втулкових перерізів при незначному їх погіршенню на периферії лопаткового вінця, що визвано перетіканнями в зазорі. Також, недоліком дворядних лопаткових вінців є наявність проблем із забезпеченням міцності так як, згідно принципу еквівалентності побудови дворядних лопаткових вінців [2] по відношенню до традиційних, відносна товщина кожного ряду дворядного вінця повинна дорівнювати відносній товщині однорядного вінця. В даному випадку максимальна товщина одного ряду дворядного лопаткового вінця практично в два рази менша ніж однорядного.

Використання в ступенях осьових компресорів лопаткових вінців з турбулізаторами, резонаторами дозволяє збільшити запас газодинамічної стійкості практично при тих же втратах енергії [2]. Лопатковий вінець з турбулізаторами має на поверхні лопатки поперечні ребра. Лопатковий вінець з акуститорами має на поверхні лопатки поперечні канавки.

Експериментальні дослідження характеристик компресорних решіток із щілинними профілями проведені в роботах Святогорова А.А., Бунімовича А.І. показали про деякі переваги щілинних профілів над традиційними решітками профілів. Схема щілинних профілів показана на рис.2.

Профіль мав хорду 50,0 мм, відносну товщину $\bar{c} = 0{,}07$, середню лінію у вигляді дуги окружності, вигнутої під кутом $\theta = 40^0$. Щілини мали прямі стінки з кутом звуження 6^0. Ширина щілин у вузькій частині відповідала двом значенням $f_{B1} = 1{,}02$ мм та $f_{B1} = 0{,}51$ мм. Вихідна кромка знаходилась на відстані 31,6 мм від вхідної кромки лопатки. На рис. Приведені дані по кутам повороту потоку та рівню втрат повного тиску, що одержані

розрахунковим шляхом та в результаті експериментальних досліджень, в залежності від кута входу потоку β_1 для решіток із щілинних та суцільних профілів.

В решітках щілинних профілів втрати більші на режимах, коли в решітках із суцільних профілів відсутній зрив потоку. Спостерігається також розширення діапазону безвідривного обтікання в сторону більших кутів атаки в порівнянні з решітками суцільних профілів. Як показали дослідження проведені в роботах Святогорова А.А, Бунімовича А.І., Закса Н.А., Еккерта Б. та інш. положення щілини та її ширина також суттєво впливають на коефіцієнт втрат та кут повороту потоку в щілинних решітках.

Проведені дослідження показали, що при оптимальному куті атаки (розрахунковий режим) для досягнення кращих аеродинамічних характеристик решітки є розміщення щілини на відстані 75-80% довжини хорди. На даний час оптимального положення щілини, при якому аеродинамічні характеристики будуть максимальні на знайдено.

Решітка повинна мати найкращі дані при розрахунковому режимі, за який приймається оптимальний режим. Для цього режиму найвигіднішим є положення щілини при 80% хорди.

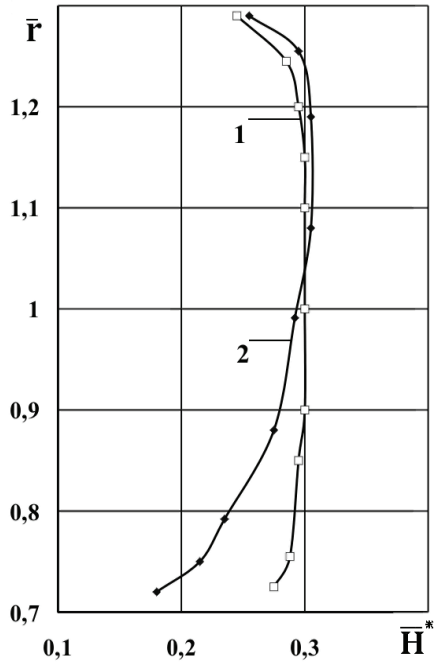


Рис.1 Розподіл коефіцієнта адіабатичного напору по радіусі за робочим колесом

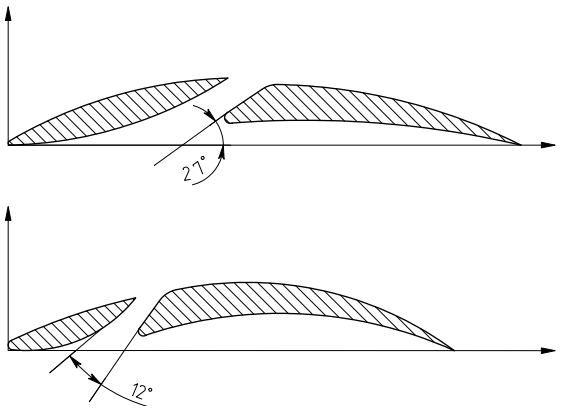


Рис.2 Схема щілинних профілів та варіанти їх розміщення

Якщо бажано розширити робочий діапазон решітки убік більших кутів атаки, то варто обрати положення щілини при 60% хорди. При малих числах М і кутах атаки, більших 5°, решітка із профілів з такою щілиною краще решітки зі звичайних профілів, а в інтервалі кутів атаки 10...15° таке положення щілини близько до найвигіднішого як по величині втрат,

так і за значенням кута відхилення потоку. Слід зазначити, що поряд з розширенням діапазону характеристики по кутах атаки в решітках із профілів із щілиною, розташованою при 60% довжини хорди, збільшення коефіцієнта втрат при оптимальному куті атаки компенсується підвищенням кута відхилення потоку.

Наряду з профільними втратами важливою характеристикою решітки, особливо при малих відносних подовженнях лопаток є так звані вторинні втрати, які виникають внаслідок впливу торцевих стінок, які обмежують лопатковий канал по висоті.

Для компресорних решіток вторинні втрати можуть бути інтерпретовані як парний вихор. Необхідно також відмітити дослідження А.І. Бунімовича [3,4], за якими в компресорних решітках, внаслідок дифузорності каналу, утворюються парні вихрі, що також впливає на характеристики щілинних лопаткових вінців.

Застосування розрізних профілів у нерухливих напрямних апаратах не викличе істотних конструктивних утруднень. Більше складне питання про використання таких профілів у робочих колесах. У літературі є вказівка про застосування розрізного профілю в робочому колесі модельного степеня осьового компресора, лопатки якої , мали більші кути згину [5}. Щілина на профілі була розташована приблизно при 75% довжини хорди. Однак, узагальнених характеристик модельних ступенів із щілинними лопатковими вінцями на даний час немає.

Висновки

На даний час вплив вторинних течій повітря в на характеристики щілинних лопаткових вінців не досліджений. Остається також невирішена задача визначення форми щілини та її розташування по хорді та висоті лопаткового вінця. Однак, застосування щілинних лопаток за даними продувки плоских решіток профілів дозволяє на деяких режимах покращити характеристики ступеня осьового компресора.

Застосування розрізних профілів у нерухливих напрямних апаратах не викличе істотних конструктивних утруднень. Більше складне питання про використання таких профілів у робочих колесах. У літературі є вказівка про застосування розрізного профілю в робочому колесі модельного степеня осьового компресора, лопатки якого мали більші кути згину [5]. Щілина на профілі була влаштована приблизно при 75% довжини хорди. Однак, узагальнених характеристик модельних ступенів із щілинними лопатковими вінцями на даний час немає.

ККД компресора суттєво впливає на питому витрату палива ГТД. В залежності від температури газу перед турбіною та степеня підвищення тиску в компресорі зменшення ККД компресора на 1% приводить до підвищення питомої витрати палива ГТД приблизно на 0,9...1.1%.

Список літератури

1. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели». 2-е изд., и доп. – М.: Машиностроение, 1986. 432 с.
2. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение. 1988. – 152 с.
3. А.И. Бунимович. Исследование обтекания компрессорных решеток при малом удлинении лопаток. техн. отчет №89.
4. Некоторые результаты экспериментального исследования плоских компрессорных решеток. Институт им. П.И. Баранова, труды №307.
5. Эккерт Б. Обзор экспериментальных работ по осевым компрессорам института двигательных, установок в Штуттгарте. В кн.: Сборник статей по осевым компрессорам ТРД М.,тип. ЦАГИ. 1949(МАП).

УДК 621.452.3

И.Н. Новиков, кандидат технических наук, М.В. Ганин, инженер
(Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.С. Соловьёва, Россия)

ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ВИХРЕВОГО ПРОТИВОТОЧНОГО ТИПА

Представлена схема обобщённой модели камеры сгорания вихревого противоточного типа. Получено параметрическое уравнение, связывающее термодинамические и газодинамические параметры основных горелочных узлов камеры сгорания, позволяющее получить интегральные характеристики исследуемого варианта камеры сгорания и оценить влияние каждого из основных элементов, составляющих камеру сгорания, на её выходные параметры и конструктивное выполнение.

Современное состояние исследований в области разработки и исследования горелочных устройств вихревого противоточного типа можно определить как недостаточно высокое. Это связано со сложной структурой сильно закрученного потока вязкого сжимаемого газа и особенно высокотемпературного противоточного движения с переменным объёмным тепловыделением, и очень сложной структурой потока – для нестационарных потоков. Хотя актуальность и новизна таких исследований и разработок не вызывает сомнений, этот вопрос ещё долго будет оставаться открытым.

В качестве модели для теоретического исследования осуществления рабочего процесса сжигания топлива взято устройство, выполненное в виде двухступенчатой двухзонной камеры сгорания вихревого противоточного типа. Особенностью рассматриваемого варианта камеры сгорания является то, что она объединяет в себе основные особенности рабочего процесса и элементы конструкции одноступенчатой, двухступенчатой и двухзонной камер сгорания вихревого противоточного типа (КСВП). Проведя исследование обобщённого варианта камеры сгорания, легко перенести полученные результаты на одноступенчатую, двухступенчатую и двухзонную камеры сгорания вихревого противоточного типа.

Целью теоретического исследования является получение интегральных характеристик исследуемого образца камеры сгорания. Эти характеристики позволят оценить влияние каждого из основных элементов, составляющих камеру сгорания, на её выходные параметры и конструктивное выполнение.

Среди основных параметров камеры сгорания, определяющих её рабочий процесс и, как следствие – параметры продуктов сгорания на выходе являются термодинамические, физико-химические, расходные и геометрические параметры. Среди термодинамических параметров следует выделить такие, как давление и температуру воздуха и топлива на входе в каждый из основных элементов камеры сгорания, а так же их соотношения. Физико-химическими параметрами, оказывающими существенное влияние на рабочий процесс, являются в основном параметры топлива. Среди них можно выделить такие как: фазовый состав, теплота сгорания, химический состав, вязкость и другие параметры. Расходными параметрами являются расход воздуха и топлива в каждом из основных элементов камеры сгорания, а также соотношения между расходами.

Геометрическими параметрами, оказывающими существенное влияние на структуру потока внутри каждого элемента камеры сгорания, служат основные геометрические размеры, формирующие проточную часть.

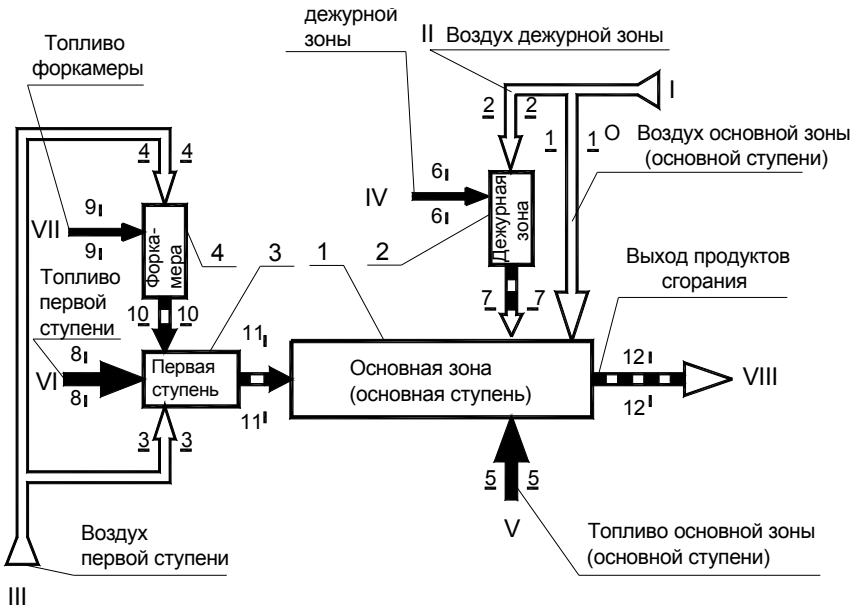


Рисунок 1– Блок схема исследуемой модели камеры сгорания

1– основная ступень,
2– дежурная зона,
3– первая ступень,
4– форкамера.
Вход воздуха:
I – в основную зону 1;
II – в дежурную зону 2;
III – в первую ступень 3.
Вход топлива обозначен, соответственно:
IV – в дежурную зону 2;
V – в основную зону 1;
VI – в первую ступень 3;
VII – в форкамеру 4.

Выход продуктов сгорания из основной зоны 1 обозначен VIII. Основные сечения воздушной, топливной и газовой магистрали показаны обозначениями: 1–1, 2–2, … ,12–12. Параметры воздуха, топлива и продуктов сгорания в рассматриваемом сечении, обозначаются соответственно нижними индексами «в», «т», «п.с.», «1–1», … «12–12». Нижним индексом маркируются величины, принадлежащие соответствующему блоку камеры сгорания: «о» – основная зона; «п» – первая ступень; «ф» – форкамера; «д» – дежурная зона.

В результате работы получено следующее параметрическое уравнение, которое предусматривает выполнение десяти вариантов конструктивной схемы камеры сгорания, реализующих соответствующие режимы

$$\mathbf{A_{ij} \cdot F_{ij} \cdot B_{ij} \cdot C_{ij} \cdot G_{ji} = 1},$$

где $\mathbf{A_{ij}}$, $\mathbf{F_{ij}}$, $\mathbf{B_{ij}}$, $\mathbf{C_{ij}}$, $\mathbf{G_{ji}}$– комплексные параметры, определяющие режим работы, геометрические размеры проточной части, формирующие структуру потока в рабочей зоне камеры сгорания; $\mathbf{A_{ij}}$– режимный параметр; $\mathbf{F_{i,j}}$– геометрический параметр; $\mathbf{B_{ij}}$– основной газодинамический параметр; $\mathbf{C_{ij}}$– дополнительный газодинамический параметр; $\mathbf{G_{ji}}$– расходный параметр. Индексы **i**, **j** обозначают рассматриваемую зону истечения рабочего тела («п», «о», «д», «ф», «с», «кс»= «с» – истечение осуществляется, соответственно, из соплового закручивающего аппарата первой или основной ступени, из выходных сопел дежурной горелки, форкамеры или камеры сгорания).

Для решения математической модели КСВП был разработан алгоритм решения и создан программный комплекс для расчёта интегральных характеристик КСВП.

В процессе исследования была создана автоматизированная система, позволяющая аналитически производить моделирование рабочего процесса в КСВП различного предназначения, с получением их эксплуатационных характеристик.

Система позволяет получать интегральные характеристики в параметрическом виде, что делает возможным научно – обоснованно изменять режим работы и конструкцию камеры сгорания. САПР «КСВП-2» позволяет получать любые графические зависимости, комплексно отражающие взаимосвязь и взаимовлияние различных факторов.

Результаты математического эксперимента, проведённого с использованием полученного параметрического уравнения и САПР «КСВП-2» показали, что изменение газодинамических, физико-химических, геометрических и режимных параметров хотя бы в одной из ступеней (*зон*) КСВП влияет на рабочий процесс КС и, как следствие, – на её интегральные характеристики. Некоторые результаты расчёта одноступенчатой КСВП, представлены на рисунках 2– 4.

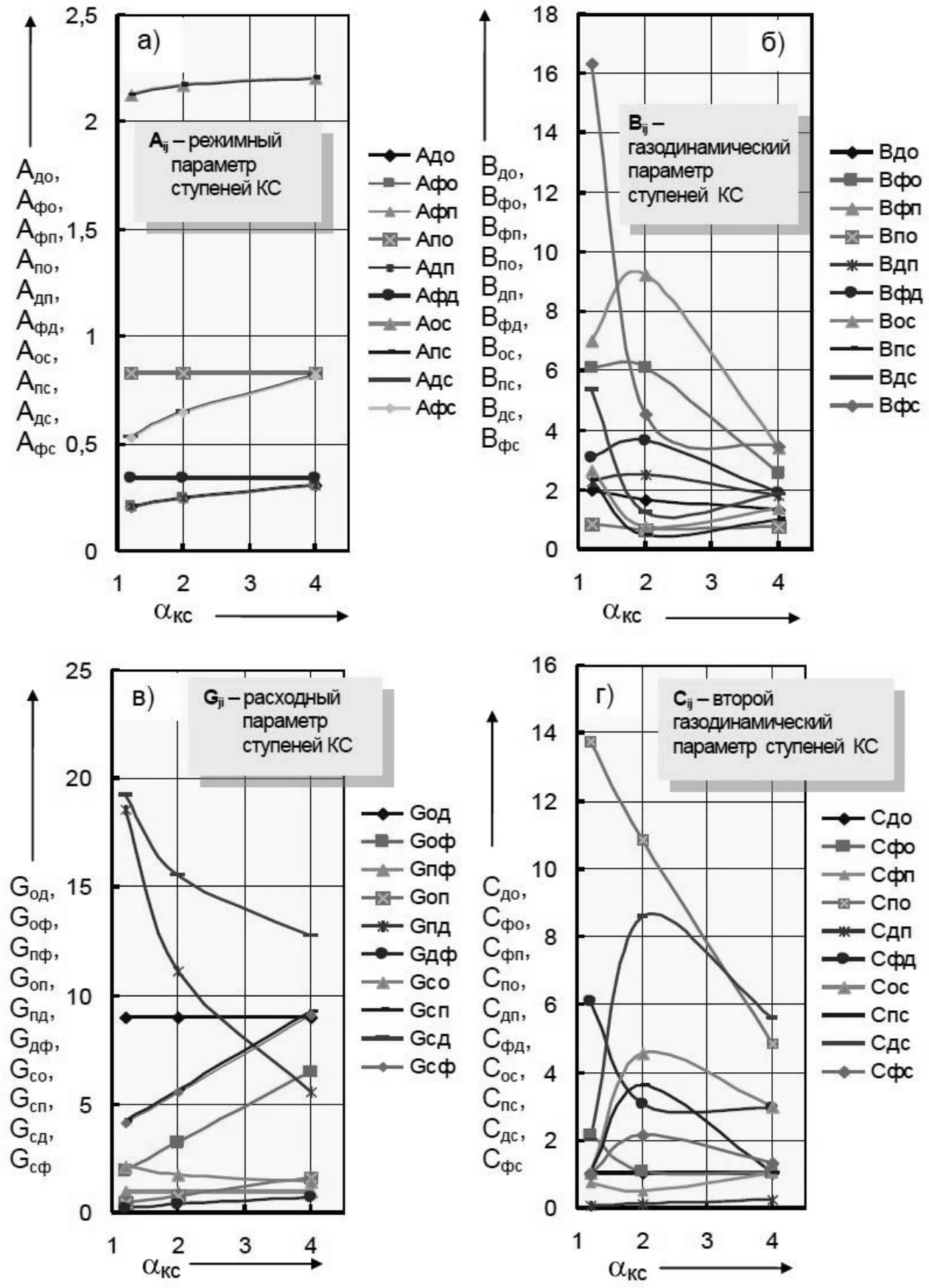


Рисунок 2 – Влияние коэффициента избытка воздуха в камере сгорания $\alpha_{кс}$ на комплексные параметры A_{ji}, B_{ji}, G_{ji} и C_{ij}

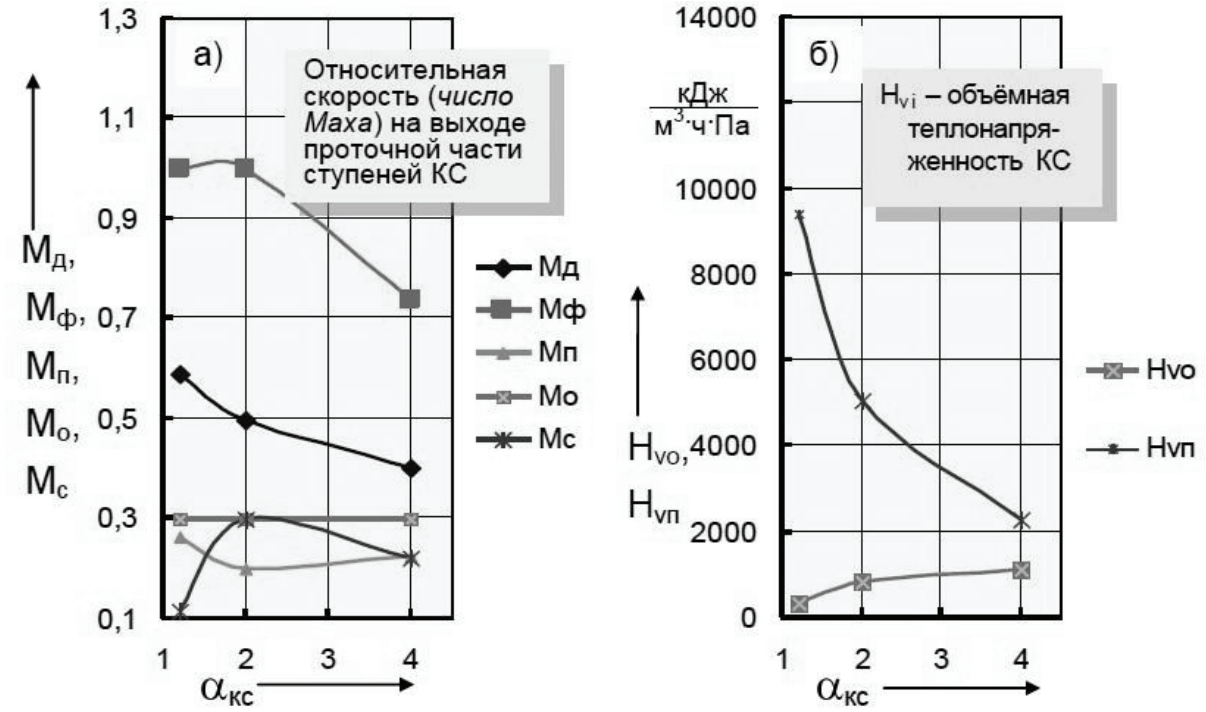


Рисунок 3 – Влияние коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс}$ на $M_д$, $M_ф$, $M_п$, $M_о$, $M_с$ (а) и H_{vo}, $H_{vп}$ (б);

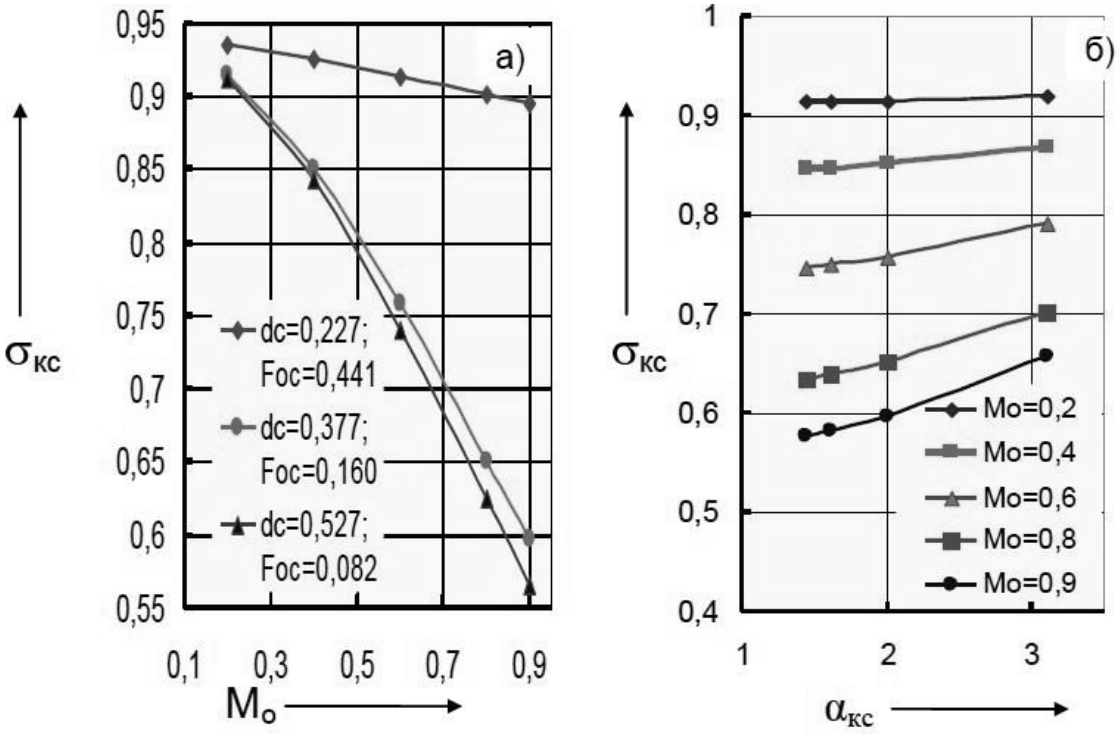


Рисунок 4 – Влияние относительной скорости (*числа Маха*) воздуха на выходе из завихрителя основной ступени $M_о$ (а) и коэффициента избытка воздуха $\alpha_{кс}$ на коэффициент восстановления полного давления рабочего тела в камере сгорания $\sigma_{кс}$ (б)

Верификация разработанной математической модели, алгоритма расчёта и программного обеспечения, а также полученных интегральных характеристик КСВП, была проведена по результатам испытания двух модификаций опытного полноразмерного образца этой КС.

Полученные результаты показали на хорошее соответствие математической модели, полученного параметрического уравнения и программного комплекса результатам испытаний полноразмерных образцов КСВП.

УДК 629.7.035.03-036.34

І.О. Ластівка, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОЦІНКА КОЛОВОЇ НЕРІВНОМІРНОСТІ ПОТОКУ В КОМПРЕСОРАХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Проведено аналіз показників оцінки періодичної колової нерівномірності потоку, викладено деякі результати її впливу на характеристики лопаткових вінців компресорів газотурбінних двигунів

Одним із чинників, що негативно впливає на ефективність, експлуатаційну надійність і стійкість ГТД в широкому діапазоні режимів його роботи, є нерівномірність і пульсації в потоці повітря на вході в компресор. Причинами появи різних видів нерівномірності потоку і його пульсацій на вході в компресор є наявність збурень, що вносяться до потоку криволінійними каналами повітрозабірників, наростання товщини примежового шару на його стінках і відрив його, складна система стрибків ущільнення (на надзвукових швидкостях), наявність в повітропідвідному каналі перед компресором різних поганообтічних тіл, стійок, лопаток вхідного направляючого апарату (ВНА) і направляючих апаратів (НА).

Різні форми нерівномірності поля швидкостей c_1 і повних тисків p_1^* на вході в компресор умовно ділять на дві групи:

– радіальну нерівномірність потоку, при якій потік зберігає осьову симетрію, але повний напір і швидкість повітря істотно змінюються вздовж радіуса;

– колову нерівномірність потоку, при якій параметри потоку не змінюються вздовж радіуса (поза примежовим шаром), але порушується осьова симетрія потоку (рис. 1).

Враховуючи, що при звичайних значеннях швидкості повітря перед компресором відносні відхилення осьової складової абсолютної швидкості c_{1a} і повного тиску p_1^* від середніх значень мають майже один і той же порядок (при постійному статичному тиску і коефіцієнту швидкості $\lambda_c = \dfrac{c_{1a}}{a_{\text{кр}}} = 0,5 - 0,6$, зміні швидкості на 1% відповідає зміна p_1^* на 0,3–0,45%), замість ступеня нерівномірності поля швидкостей часто розглядають ступінь нерівномірності поля тиску [1, 2, 3]. Окрім цього, як показують експерименти, нерівномірності осьової складової абсолютної швидкості повітря на вході в компресор c_{1a} і повного тиску p_1^*, тісно пов'язані один із одним, причому в зонах із зниженими значеннями c_{1a} одночасно виявляється зниженим і повний напір повітряного потоку p_1^*.

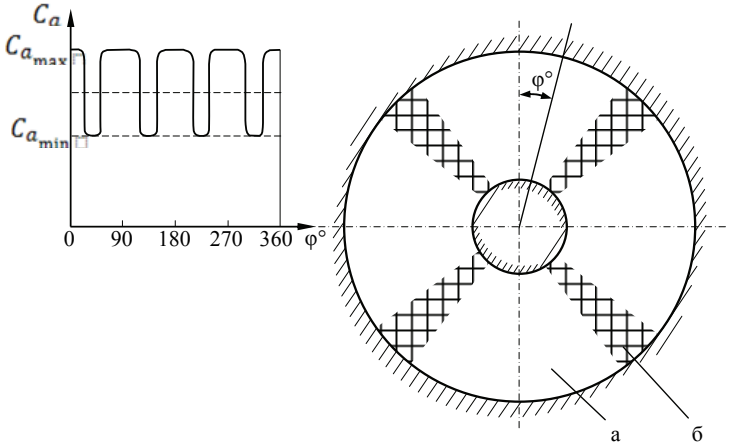


Рис. 1. Колова нерівномірність потоку перед компресором:

а – зона підвищених і б – зона знижених значень повного

Радіальна нерівномірність призводить до перерозподілу кутів атаки на робочих і нерухомих лопатках, до зміни сумарних характеристик лопаткового вінця, до зменшення запасу стійкості ΔK_y через зсув межі стійкої роботи в зону більших витрат повітря і навіть переходу ступенів в область зривних режимів роботи.

Колова нерівномірність потоку на вході в компресор викликається наявністю у вхідному каналі поганообтічних тіл, різних стійок, лопаток ВНА і НА. Механізм дії періодичної колової нерівномірності потоку на роботу ступеня і компресора в цілому складніший, оскільки в цих випадках порушується осьова симетрія потоку, а обтікання лопаток робочих коліс набуває істотно нестаціонарного характеру через періодичне попадання їх в зони підвищених і знижених значень c_{1a} і p_1^*. Наявність таких зон надає істотний вплив на параметри компресора – на сумарну ступінь підвищення тиску π_K^*, коефіцієнт корисної дії η_K^*, запас газодинамічної стійкості ΔK_y.

Колова нерівномірність потоку в осьових компресорах, викликана коловою нерівномірністю потоку на вході в компресор, зумовлює зривне обтікання лопаток робочих коліс. Окрім цього, перед компресором за елементами статора ВНА і НА виникають аеродинамічні (кромочні) сліди, фізична основа виникнення яких полягає в тому, що внаслідок в'язкості повітря за елементами статора утворюються зони знижених значень швидкостей c_{1a} і тисків p_1^* (рис. 2), інтенсивність яких може бути визначена на основі теорії примежового шару [4].

При обертанні ротора двигуна лопатки робочого колеса компресора проходять зони слідів, що призводить до періодичної зміни характеру обтікання лопаток і величини повної аеродинамічної сили, що діє на них (рис. 3).

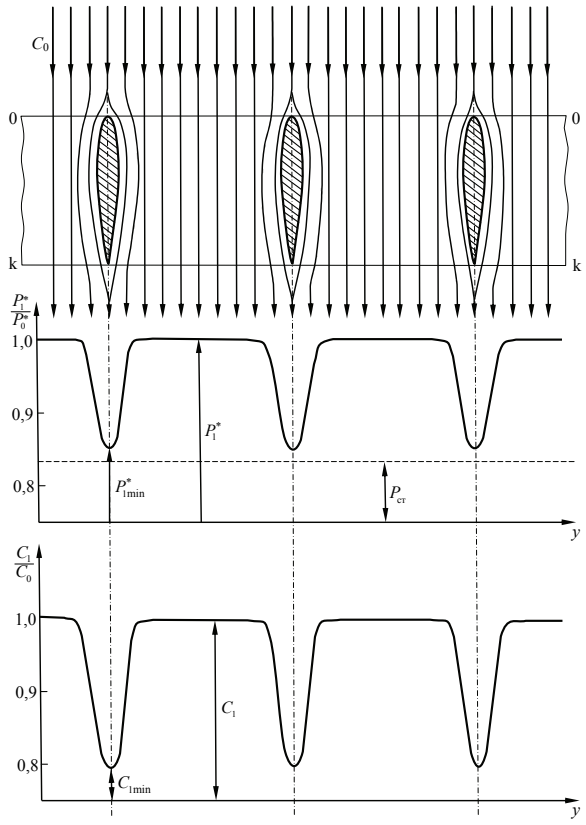


Рис. 2. Зміна повного тиску і швидкості повітря за елементами статора

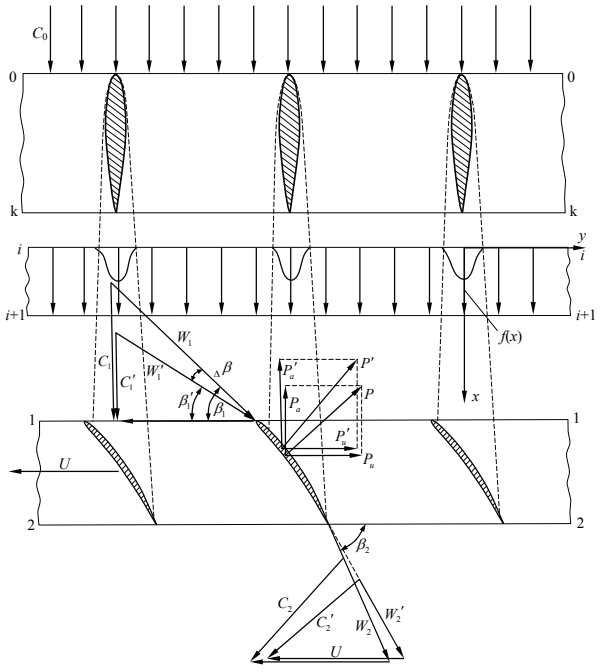


Рис. 3. Зміна обтікання робочих лопаток і повної аеродинамічної сили, що діє на них, за наявності періодичної колової нерівномірності потоку

Як відзначається авторами в роботах [2, 5], зміна p_1^* внаслідок таких поздовжніх пульсацій може бути вельми істотною, досягаючи при числах Маха $M = 0,8-0,95$ значень $p_к^*$, $p_0^* = 0,7-0,75$.

Аналізуючи картину навантаження робочих лопаток через вплив аеродинамічних слідів, автори в роботі [6] відзначають, що зменшення швидкості потоку, в якому

знаходиться профіль робочої лопатки, викликане аеродинамічними слідами від попереднього вінця лопатки ВНА, призведе як до зменшення відносної швидкості повітря в робочих колесах W_1, так і до збільшення кута атаки профілю α. Ці два фактори чинять взаємно протилежний вплив на підіймальну силу профілю Р, оскільки перший прагне зменшити Р, а другий збільшити Р. Можна підібрати таку геометрію профілю, щоб два цих ефекти взаємно зрівноважувались і, в результаті, величина підіймальної сили залишалась би сталою. Математичне формулювання цієї умови таке:

$$\frac{d\mathrm{P}}{d\Phi} = 0,$$

де Р – підіймальна сила; $\Phi = \frac{c_{1a}}{u}$ – коефіцієнт витрати по осьовій швидкості, причому колова швидкість і геометрія лопатки вважаються постійними; u – колова швидкість.

На рис. 4, 5 представлені результати експериментальних досліджень структури аеродинамічних слідів за лопатками компресорної решітки. При малому кроці за кромкою виявляється розрідження, яке дещо збільшується зі зростанням числа M (рис. 4). При подальшому збільшенні кроку середній тиск за кромкою зростає.

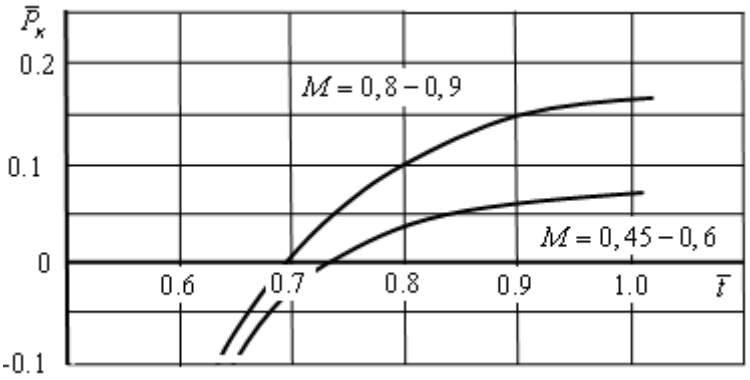


Рис. 4. Розподіл тиску за задньою кромкою профілю за кроком решіток при різних числах M

Коефіцієнт тиску за кромкою визначається виразом

$$\bar{P}_к = \frac{p_к - p_1}{\frac{\rho_1 c_1^2}{2}},$$

де $p_к$ – тиск за кромкою; p_1 – тиск на нескінченності за решітками; c_1, ρ_1 – швидкість і густина повітря за решітками.

Істотний вплив кроку на втрати у закромочному сліді підтверджується результатами досліджень, зображеними на графіках рис. 5, де значення $\xi_к$ дані залежно від відношення товщини вихідної кромки Δ до ширини вузького перетину решіток Q_2 для різних кроків $\bar{t} = \frac{t}{b}$ (t – відстань між кромками сусідніх профілів, b – хорда профілю) [1, 3]. Видно, що зі збільшенням товщини вихідної кромки при незмінному кроці і куті установки профілю зростає коефіцієнт втрат кромок.

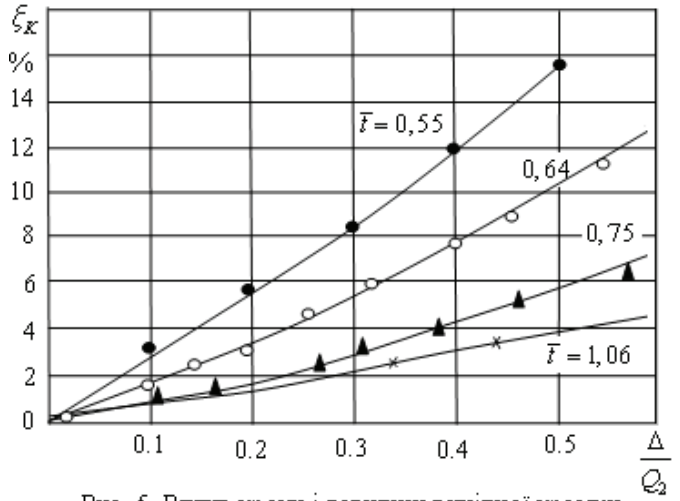


Рис. 5. Вплив кроку і товщини вихідної кромки профілю на втрати кромок

Результати експериментального дослідження поля течії за решітками профілів при навколозвукових швидкостях приведені на рис. 6. Вони показують залежності розподілу тиску загальмованого потоку по кроку решіток, а саме, із збільшенням M нерівномірність потоку зростає. Характерним також є збільшення глибини слідів при

переході до навколозвукових швидкостей. Локальна нерівномірність потоку в цій зоні істотно залежить від форми вихідної кромки, причому досліди показують [5], що закруглена кромка обумовлює велику нерівномірність потоку за решітками. Для кількісної оцінки глибини зон нерівномірності потоку в роботах [1, 3, 7] застосовуються наступні показники:

– ступінь нерівномірності поля швидкостей, що визначається за різницею найбільшого і найменшого значень швидкостей (рис. 2)

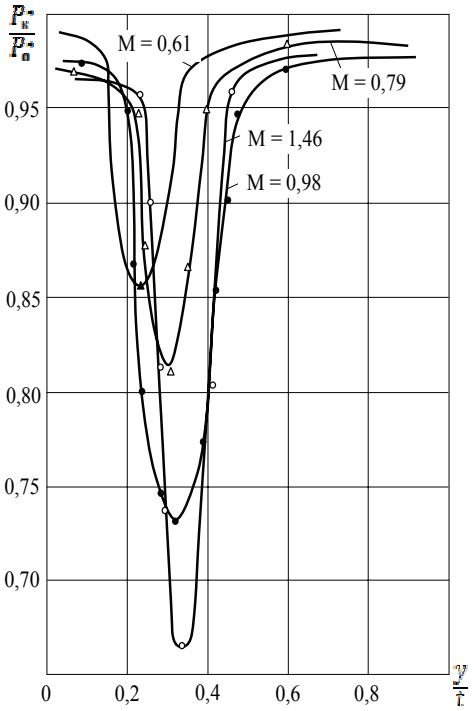


Рис. 6. Розподіл втрат повного тиску по кроку направляючої решітки

$$\Delta c_a = \frac{c_{1a\max} - c_{1a\min}}{c_{1a\,cp}},$$

– ступінь нерівномірності поля тиску, що також визначається за різницею найбільшого і найменшого значень повного тиску (рис. 2).

$$\Delta p_1^* = \frac{p_{1\max}^* - p_{1\min}^*}{p_{1cp}^*}.$$

Вплив нерівномірності визначається не тільки цими співвідношеннями, але і протяжністю зони знижених швидкостей і повного тиску. Для цього пропонуються критерії:

$$\Delta c_a = \frac{1}{F_B}\int_{F_B}\left(1 - \frac{c_{1a}}{c_{1a\,cp}}\right)dF,$$

$$\Delta p_1^* = \frac{1}{F_B}\int_{F_B}\left(1 - \frac{p_1^*}{p_{1\,cp}^*}\right)dF,$$

де інтегрування ведеться лише по тій частині перерізу входу F_B, яка зайнята зоною знижених швидкостей.

Висновки

Розгляд питання показує, що під час вирішення задач покращення аеродинамічних та аеропружних характеристик лопаткових вінців за рахунок зменшення до необхідних меж колової нерівномірності потоку на вході в компресор газотурбінного двигуна можуть бути застосовані розглянуті показники нерівномірності полів швидкостей та тисків потоку.

Список літератури

1. *Терещенко Ю.М.* О влиянии некоторых аэродинамических факторов на возбуждение колебаний лопаток турбомашин. Журнал «Проблемы прочности» АН УССР, № 3, 1975.

2. *Казанчан П.П.* Влияние неравномерности потока на характеристики и границу срывной работы осевой ступени. Труды ЦИАМ, 1962, № 403.

3. *Гинзбург С.И., Сусленников А.А.* Исследование неравномерного по окружности течения перед осевой компрессорной ступенью. Сб. «Лопаточные машины и струйные аппараты», сб. «Машиностроение», 1971.

4. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя. М., «Наука», 1975.

5. *Дейч М.Е., Самойлович Г.С.* Основы аэродинамики осевых турбомашин. М., «Машгиз», 1959.

6. Journal of the RAS, № 628.

7. *Садиков И.Н.* Влияние искажения поля скоростей перед компрессором на его работу (обзор иностранной литературы). ЦИАМ, М., 1959.

УДК 621.515-226.2

О.П. Мазур, аспірант,
П.І. Куничник, К.С. Кулик,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ПРОГНОЗУВАННЯ ДОЗВУКОВОГО БЕЗВІДРИВНОГО ФЛАТЕРА ЛОПАТОК ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРІВ ГТД

Розглядається постановка задачі про розрахунок нестаціонарних аеродинамічних сил, що діють з боку газу на коливну лопатку. Завдання істотно спрощується тим, що обурення потоку є потенційним і обертається системі координат. За допомогою проведених розрахунків визначаємо роботу тиску на власних коливаннях лопатки і по знаку цієї роботи встановлюємо наявність або відсутність флатера. У роботі використовується спрощення, що не враховує збурення вихровий пелени, що вірно для режимів роботи компресора, близьких до розрахункового

Одним із можливих методів розрахункового прогнозування флатера являється обчислення роботи нестаціонарних аеродинамічних сил, що створюються на одному циклі коливання лопатки. Якщо робота дана позитивна, то сумарна енергія лопатки збільшується, і амплітуда коливань росте, якщо ж робота негативна, то коливання затухають.

В своїх дослідженнях ми використаємо модель нев'язкого ідеального газу, течія якого вважається безвідривною та адіабатичною. Обчислення будемо проводити в стандартній циліндричній системі координат (r,θ,z).

Задача про усталене обтіканні тривимірної решітки профілів ідеальним газом є стандартною. Характерною особливістю обтікання [1] є виконання умови Жуковського-Чаплигіна, що приводить до того, що з задніх кромок лопаток сходить вихрова пелена, що є поверхнею тангенціального розриву (рис. 1), і рішення не є безперервним у всій області течії. Ясно, що завдяки циклічній симетрії решітки досить розглянути усталене обтікання ізольованої лопатки. Також будемо нехтувати радіальним зазором між торцем лопатки і корпусом, вважаючи, що поверхня лопатки простягається від області Γ_{bot} до Γ_{topt}

Також будемо вважати, що поверхні Γ_{in}, Γ_{out} задаються рівняннями z = const, тобто є площинами, перпендикулярними осі двигуна. У результаті рішення рівнянь Ейлера повинні бути отриманий розподіл в розрахунковій області швидкості ϖ_0, густини ρ_0 і швидкості звуку a_0, а також координати точок вихрової пелени.

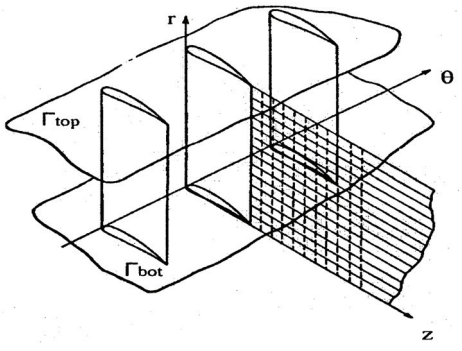


Рис.1 Характер розміщення вихрової пелени, що сходить із задньої кромки лопатки.

Доведемо, що із зроолених припущень випливає, що ооурення основноі течії, створюване коливаннями лопаток, у відносній системі координат є потенціальним. Дійсно, з теореми Томсона про збереження вихорів і того, що далеко попереду двигуна течія безвихрова, що в абсолютній системі координат як незбурена, так і збурена течії потенціальні.

При переході у відносну (обертову) систему координат непотенціальні члени, наявні в рівняннях Ейлера (сила Коріоліса і вихрова частина конвективного члена, записаного у формі Громско-Лемба), скорочуються, і ці рівняння приймають вигляд [2]

$$\frac{\partial \varpi}{\partial t} = -grad\left(\frac{\omega^2}{2} + P + U\right) \qquad (1)$$

Де ϖ - вектор швидкості у відносній системі координат, $P = \frac{\gamma}{\gamma - 1}\frac{p}{\rho}$ - баротропна функція, $U = \frac{\Omega^2 r^2}{2}$ - потенціал відцентрової сили (Ω - кутова швидкість обертання компресора). Звідси слідує, що циркуляція швидкості по фіксованому і в просторі замкнутому контурі зберігається у часі.

$$\frac{\partial}{\partial t}\Gamma = \frac{\partial}{\partial t}\int_L \varpi \bar{dl} = \int_L \frac{\partial}{\partial t}\varpi \bar{dl} = -\int_l grad\left(\frac{\omega^2}{2} + P + U\right) * d\vec{l} = 0$$

Гармонійні коливання поверхні лопатки задаються рівнянням:

$\theta = u_0^{\pm}(r,z) + u_1^{\pm}(r,z) * e^{-i\omega t}$. Де $u_0^{\pm}$ - недеформована поверхня, $u_1^{\pm}$ - форма коливань, ω - частота. Індекси "+" і "-" відповідають спинці і кориту лопатки відповідно. Далі літерами з індексом "0" будемо позначати незбурені значення параметрів, без індексів - їх збурення. Позначимо: φ - потенціал збурення швидкості газу, тобто $\vec{w} = \vec{w}_0 + grad\varphi$ Ясно, що при гармонічних коливаннях лопатки потенціал збурення φ також буде залежати від часу як $e^{-i\omega t}$. Вважаючи коливання малими, завдання будемо вирішувати в лінійній постановці. Висновок лінеаризованих рівнянь і граничних умов проводиться за стандартною схемою: записуються рівняння для збуреного і незбуреного руху і лінеарізується їх різниця.

Рівняння нерозривності і імпульсів для потенціалу збурення після лінеаризації приймуть вигляд:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + grad\rho * \vec{w}_0 + grad\rho_0 * grad\varphi + \rho div\vec{w}_0 + \rho_0 div * grad\varphi = 0$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} + grad\rho * \vec{w}_0 * grad\varphi + \frac{a_0^2}{\rho_0}\rho = 0 \qquad (2)$$

відповідно.

Виділяючи із другого рівняння ρ і підставляючи його в перше рівняння, а також враховуючи те, що потенціал залежить від часу як $e^{-i\omega t}$, отримуємо для потенціалу одне рівняння другого порядку зі змінними коефіцієнтами,

$$D_{11}\frac{\partial^2\varphi}{\partial r^2} + D_{22}\frac{\partial^2\varphi}{\partial\theta^2} + D_{33}\frac{\partial^2\varphi}{\partial z^2} + D_{12}\frac{\partial^2\varphi}{\partial r\partial\theta} + D_{13}\frac{\partial^2\varphi}{\partial r\partial z} + D_{23}\frac{\partial^2\varphi}{\partial z\partial\theta} + D_1\frac{\partial\varphi}{\partial r} + D_2\frac{\partial\varphi}{\partial\theta} + D_3\frac{\partial\varphi}{\partial z} = 0 \qquad (3)$$

Як випливає із загальної теорії розривів суцільних середовищ [3], на вихровий пелені, що є поверхнею тангенціального розриву, повинні виконуватися три співвідношення: по-перше, дві кінематичних умови не протікання - з одного і з іншого боку від розриву, і, по-друге, динамічне умова рівності нулю перепаду тисків на розриві. Однак для простоти в даній роботі будемо нехтувати збуренням вихровий пелени, вважаючи, що дискретизовані інтегральні рівняння збереження для збурень на розриві призводять до того ж дискретного рівняння, що і рівняння (3). Таким чином, при цьому спрощенні розрив потенціалу збурення на пелені, як і збурення поверхні самої пелени, фактично не враховуються. Умову Жуковського-Чаплигіна при цьому будемо використовувати шляхом завдання певного

напряму збуренню вектора швидкості на задній кромці - паралельного середній поверхні лопатки.

При надзвуковому обтіканні умову Жуковського-Чаплигіна виставляти не потрібно, так як вона виконується автоматично.

На вхідний і вихідний межах розрахункової області повинні бути задані умови відсутності збурень на верхній і нижній поверхнях, а також на поверхні лопатки - умова не протікання. На бічних поверхнях повинно бути задана умова циклічної симетрії (у разі, якщо розглядається ізольована лопатка, а не лопатковий вінець). Крім того, оскільки потенціал визначений лише з точністю до постійного доданка, на вхідних поверхні для визначеності покладемо його рівним нулю. Оскільки тут розглядається спрощений метод рішення без урахування обурення вихровий пелени, повинна бути чітко задана умова Жуковського-Чаплигіна: на вихідний кромці швидкість газу повинна бути паралельна серединної поверхні профілю.

Математично ці умови виглядають так:

1. На Γ_{in}, задасться рівність нулю збурення швидкості,

$$\varphi = \frac{\partial \varphi}{\partial r} = \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} = \frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0 .$$

Із цієї умови і із (2) також слідує рівність до нуля збудженої густини і тиску. Оскільки поверхні $\Gamma_{in}, \Gamma_{out}$ представляють собою площини, перпендикулярні осі двигуна z, дані умови еквівалентні рівностям $\varphi = \frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0$

2. На Γ_{bot} і Γ_{topt} задається умова не протікання $\frac{\partial \varphi}{\partial r} - \frac{\partial s}{\partial z}\frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0$, де

$r = s(z)$ – рівняння відповідної поверхні.

3. На Γ_1, Γ_2 - умова циклічної симетрії збурення:

$$\left.\frac{\partial \varphi}{\partial r}\right|_{\Gamma 1} = \left.\frac{\partial \varphi}{\partial r}\right|_{\Gamma 2}, \qquad \left.\frac{\partial \varphi}{\partial \theta}\right|_{\Gamma 1} = \left.\frac{\partial \varphi}{\partial \theta}\right|_{\Gamma 2}, \qquad \left.\frac{\partial \varphi}{\partial z}\right|_{\Gamma 1} = \left.\frac{\partial \varphi}{\partial z}\right|_{\Gamma 2} .$$

4. На поверхні лопатки задається умова не протікання. $\theta = u_0^{\pm}(r,z) * e^{-i\omega t}$ - рівняння поверхні спинки і корита лопатки, $\theta = u_1^{\pm}(r,z) * e^{-i\omega t}$ - задана форма коливання. Тоді можна показати, що умова не протікання запишеться у вигляді

$$\frac{\partial u_0^{\pm}}{\partial r}\frac{\partial \varphi}{\partial r} - \frac{1}{r^2}\frac{\partial \varphi}{\partial \theta} + \frac{\partial u_0^{\pm}}{\partial z}\frac{\partial \varphi}{\partial z} = i\omega u_1^{\pm} - \frac{\partial u_1^{\pm}}{\partial r} w_{or} - \frac{\partial u_1^{\pm}}{\partial z} w_{oz} .$$

Ця рівність повинна виконуватись на спинці лопатки для індексу «+» і на кориті – для індексу «-».

5. На Γ_{out} збурення тиску, а значить і густини (2), дорівнює нулю. Ця умова записується у вигляді

$$i\omega\varphi + w_{0r}\frac{\partial \varphi}{\partial r} + w_{0\theta}\frac{\partial \varphi}{\partial \theta} + w_{0z}\frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0 .$$

6. При дозвуковому обтіканні і вирішенні задачі у спрощеній постановці на задній кромці повинна бути виставлена умова Жуковського Чаплигіна, показуючи те,що швидкість газу паралельна серединній поверхні лопатки:

$$\frac{1}{2}\frac{\partial\left(u_0^+ + u_0^-\right)}{\partial r}\frac{\partial\varphi}{\partial r} - \frac{1}{r^2}\frac{\partial\varphi}{\partial\theta} + \frac{1}{2}\frac{\partial\left(u_0^+ + u_0^-\right)}{\partial z}\frac{\partial\varphi}{\partial z} =$$
$$= i\omega\frac{u_1^+ + u_1^-}{2} - \frac{1}{2}\frac{\partial\left(u_1^+ + u_1^-\right)}{\partial r}w_{0r} - \frac{1}{2}\frac{\partial\left(u_1^+ + u_1^-\right)}{\partial z}w_{0z}.$$

Відмітимо, що завдяки лінійній задачі всі граничні умови виставляються на не збуджених поверхнях, таким чином границя розрахункової області незмінна

Задасться розрахункова область: розташування поверхонь $\Gamma_{in}, \Gamma_{out}, \Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_{bot}, \Gamma_{top}$ і форма поверхні лопатки $\theta = u_0^{\pm}(r,z)$. 2). З рішення задачі про усталене обтіканні повинен бути відомий розподіл вектора швидкості $\vec{w}_0$, густина ρ_0 і швидкості звуку a_0. Із рішення задачі на власні частоти та форми коливань лопатки в вакуумі має бути відома перевіртна на флатер форма коливань лопатки $\theta = u_1^{\pm}(r,z)$ і її частота ω.

Невідомим у всій області являється потенціал збурення $\varphi = (r,\theta,z)$, щодо якого вирішується рівняння (3). На кордоні області ставляться граничні умови, наведені у попередньому розділі.

Мета рішення задачі - визначення розподілу збуреного тиску на поверхні лопатки, яке після визначення потенціалу знаходиться за наступною формулою (див. (2) і рівняння адіабати):

$$p = -\rho_0\left(-i\omega\varphi + w_{0r}\frac{\partial\varphi}{\partial r} + w_{0\theta}\frac{\partial\varphi}{\partial\theta} + w_{0z}\frac{\partial\varphi}{\partial z}\right)$$

За допомогою цього розподілу далі можна знайти роботу тиску на власних коливаннях лопатки і по знаку цієї роботи встановити наявність або відсутність флатера.

Висновки

Для дозвукових режимів роботи компресора або надзвукових режимів з відсутністю ударних хвиль кінцевої інтенсивності поставлено завдання про розрахунок нестаціонарних аеродинамічних сил, що діють з боку газу на коливну лопатку. Доведено, що завдання істотно спрощується тим, що обурення потоку є потенційним і обертається системі координат.

У роботі використовується спрощення, що не враховує збурення вихровий пелени, що вірно для режимів роботи компресора, близьких до розрахункового. Метод може бути без праці поширений і на більш загальний випадок, проте доцільність цього може бути визначена тільки після вивчення впливу обурення вихровий пелени на флатер.

Результати можна застосувати як для розрахунку ізольованою лопатки (для прогнозу класичного флатера) так і всього вінця лопаток (для прогнозу решітчастого флатера)

Список літератури

1. Самойловым Г. С Нестационарное обтекание и аэроупругие колебания решеток турбомашин. - М.: Наука, 1969. -444 с.

2. Подобуев Ю.С., Селезнев К. П. Теория и расчет осевых и центробежных компрессоров. –Л.: Машгиз, 1957. - 392 с.

3. Седов Л.И. Механика сплошных соед. Т. 1. - М.: Наука. 1976. - 428с.

4. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение. 1988. – 152 с

УДК 681.142.899

Э.П. Ясиницкий, к. т. н., И.Э. Ясиницкая, ст. преподаватель
(Национальный авиационный университет, Украина)
Лозня С.В., к. т. н., Пустовой С.А., к. т. н.
(Общество с ограниченной ответственностью "Котрис", Украина)

ПРИМЕНЕНИЯ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ЦИФРОВОЙ САУ ГТД

Представлен опыт разработки и применения имитационной математической модели гидромеханических агрегатов при создании цифровой системы автоматического управления (САУ) двухконтурным турбореактивным двигателем с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) АИ-222К-25Ф учебно-боевого истребителя Л-15 для ВВС Китая в Запорожском машиностроительном конструкторском бюро им. академика Ивченко. Полная поэлементная имитационная математическая модель двигателя и гидромеханических агрегатов САУ реализована в составе разработанного стендового регулятора авиационного двигателя КАИ-25Ф.

При разработке авиационного газотурбинного двигателя значительная часть времени затрачивается на его испытания.

В период 1999-2009 г.г. в Запорожском конструкторском бюро им. академика А.Г. Ивченко был создан первый украинский форсированный газотурбинный двигатель АИ-222К-25Ф, при разработке и испытаниях которого был применен специализированный испытательный стенд [1].

Основные требования к стендам, предназначенным для испытаний авиационных двигателей изложены в отраслевом стандарте ОСТ 1 01021-93 [2] и включают необходимость использования в составе систем испытательного стенда специальной автоматизированной системы управления технологическим процессом испытаний (АСУ ТП).

Данная система по существующим требованиям должна обеспечить в темпе эксперимента только управление режимом испытаний. Для сокращения сроков и затрат на разработку двигателя АИ-222К-25Ф и его системы автоматического управления потребовалась реализация дополнительных функций испытательного стенда:

- реализация функций регулирования и настройки параметров регуляторов и законов управления в процессе испытаний;

-изменение функций регулирования: поддержание заданных параметров двигателя в соответствии с законами управления, поддержание заданного положения управляющих органов двигателя, ручное задание управляющих сигналов на агрегаты гидромеханической части (ГМЧ) САУ;

- имитация работы САУ с моделированием динамики двигателя и агрегатов ГМЧ САУ в реальном времени;

- диагностика параметров и состояния измерительных каналов САУ.

Таким образом, возникла необходимость разработки специализированного стендового регулятора сопла и форсажа для включения его в состав испытательного стенда. Для решения указанной проблемы и сокращения времени на внесение и апробацию соответствующих изменений в параметры САУ непосредственно в процессе моторных испытаний или даже непосредственно в процессе газовки без выключения двигателя была разработана полная поэлементная имитационная математическая модель двигателя (ППММ) и ГМЧ САУ реального времени. Созданная ППММ была включена непосредственно в состав стендового регулятора двигателя с соответствующей ее привязкой к калибровочным, проливочным и другим характеристикам стендовой обвязки двигателя.

Одной из ключевых задач в обеспечении качества моделирования динамики объекта управления для САУ газотурбинным двигателем (ГТД) является достаточно точное описание динамики гидромеханических устройств и агрегатов двигателя. Исходными данными для разработки полной поэлементной математической модели агрегатов ГМЧ САУ являются

предоставленные разработчиком агрегатов (Харьковское агрегатное конструкторсоке бюро) геометрические и гидравлические параметры агрегата.

Для обеспечения возможности реализации модели в реальном времени учитывается только ряд дифференциальных уравнений неразрывности течения рабочей жидкости в полостях сервопоршней и гидроцилиндров. При этом инерционностью подвижных элементов агрегатов ГМЧ удалось пренебречь.

Кроме этого, при реализации расчетной схемы реального времени вводились дополнительные динамические емкости агрегата, обеспечивающие возможность исключения итерационных методов решения алгебраических систем уравнений гидравлики и приведения их к дифференциальным уравнениям заполнения емкостей агрегата.

Для привязки модели к реальному агрегату в состав модели включены калибровочные характеристики измерительных каналов, обеспечивающих стыковку параметров моделей гидромеханических агрегатов с фактическими параметрами, полученными в результате снятия метрологических характеристик узлов и агрегатов. Настройка параметров модели осуществляется уточнением корректирующих зависимостей, обеспечивающих воспроизведение моделью реальных проливочных характеристик топливных коллекторов, полученных в процессе полунатурных или натурных испытаний в режиме стабилизации положения управляющих органов.

Окончательный вид алгоритмы привязки моделей двигателя и агрегатов гидромеханической части САУ представляются в виде табличных зависимостей, используемых для коррекции сигналов измерительных каналов модели и управляющих сигналов агрегатов ГМЧ (рис.1) и доступных для изменения оператору стенда.

Верификация полных поэлементных моделей ГМЧ САУ на установившихся режимах работы агрегата осуществляется по соответствию измеренным параметрам на полунатурном стенде или в процессе натурных испытаний двигателя. Расхождение параметров модели с измеренным не превысило 0,2% от рабочего диапазона измерений.

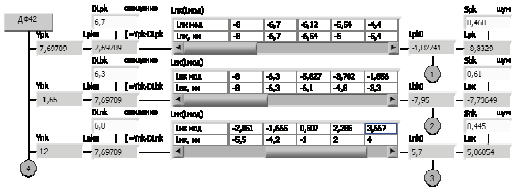


Рис1. Привязка измерительных каналов положения дозаторов

Верификация динамических характеристик моделей производилась по экспериментальным и расчетным данным по динамике изменения давлений в полостях сервопоршней управляющих органов агрегата (рис.2).

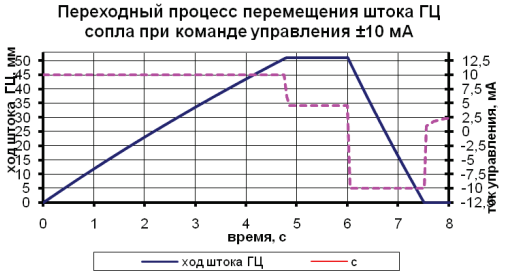


Рис.2. Результаты верификация имитационной модели ГМЧ САУ

Полученные математические модели ГМЧ увязывались с моделями динамики двигателя по сути имитируя весь объект управления. Данный комплекс моделей в режиме имитационного моделирования стыковался с цифровым регулятором на уровне его входных сигналов измерительных каналов и выходных управляющих воздействий регулятора, имитируя работу регулятора с реальным двигателем [3].

Программная реализация имитационных моделей выполнена в графической среде программирования LabView для Windows XP (National Instruments, США). В то же время, требования жесткого реального времени безусловно необходимые для реализации алгоритмов управления двигателем, потребовали существенных усилий при обеспечении возможности реализации алгоритмов управления на базе многозадачной операционной системы Windows XP, используемой в угоду снижения общей стоимости разработки. Несмотря на реализацию алгоритмов в графической среде программирования LabView более полную информацию оператору стенда о ходе формирования управляющих воздействий с возможностью доступа к настраиваемым параметрам модели в реальном времени в процессе испытаний дает интерактивная панель оператора алгоритма.

Применение в составе программного обеспечения стендового регулятора поэлементных математических моделей ГМЧ САУ позволило существенно повысить точность воспроизведения динамики объекта управления, в частности задержек на заполнения коллекторов форсажной камеры сгорания. Оценка временных параметров заполнения коллекторов осуществлялась методами анализа идентифицированных импульсных переходных характеристик моделируемого и измеренного сигналов при одном и том же управляющем сигнале на входе модели и реального агрегата. При этом величина транспортного запаздывания между изменениями управляющего воздействия - заданного положения дозаторов, и выходного сигнала - давления топлива в коллекторе оценивалась по количеству значащих коэффициентов импульсной характеристики (рис.3).

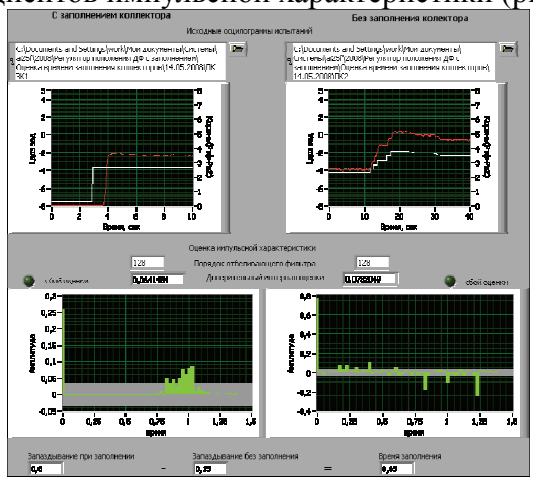


Рис.3. Автоматизированная оценка временных характеристик гидромеханических агрегатов

Применение технологии сопровождающего моделирования ГМЧ позволило усовершенствовать методы фильтрации измеренных сигналов САУ за счет идентификации и уточнения в реальном времени моделей измеренных сигналов, обеспечив исключение временных задержек и повышение качества фильтрации.

На основании математических моделей ГМЧ отработаны и применены в составе САУ алгоритмы диагностики сбоев измерительных каналов, существенно расширившие возможности допусковых и перекрестных методов контроля. Принцип формирования диагностического сигнала исправности измерительного канала САУ при этом основывался на идентификации в реальном времени статистических моделей шумовых характеристик сигнала и оценке их соответствия эталонным моделям.

В качестве статистических моделей сигналов измерительных каналов применяются авторегрессионные модели со скользящим средним. При появлении дефекта измерительного канала модель стационарного временного сигнала дает существенные ошибки прогноза в сравнении с эталонной моделью, что и свидетельствует об отказе. Дефект регистрируется в виде увеличения шума ошибок прогнозирования.

Эффективность применения указанных алгоритмов подтверждена, в частности, правильным диагностированием нарушения контакта в разъеме измерительного канала давления воздуха за вентилятором САУ ТРДДФ, повлекшего как видно из рис.4 появление

скачкообразных изменений измеренного сигнала на входе цифрового регулятора. Амплитуда помех при этом не превысила 1,5% от диапазона измерения. Такой низкий уровень помех соизмерим с погрешностью измерительного канала и не может быть отсеян допусковыми и перекрестными методами контроля. В то же время, указанное изменение характеристик сигнала приводит к видимым отклонениям положения управляющего органа замкнутого контура стабилизации степени повышения давления воздуха за вентилятором (рис.4).

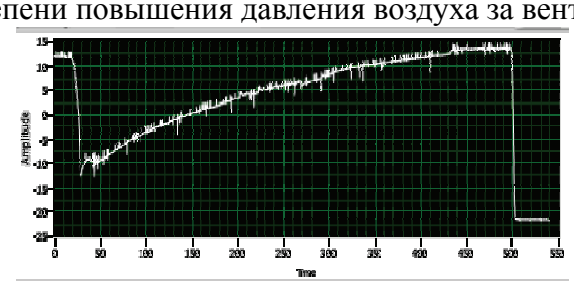


Рис.4. Временной сигнал канала давления воздуха за вентилятором ТРДДФ при наличии дефекта в разъеме

Определенные с помощью идентифицированных эталонных авторегрессионных моделей ошибки прогноза измеряемого параметра не превысили 0,2% от диапазона измерения В то же время для отказавшего канала давления за вентилятором ошибки прогноза составляют порядка 1% от диапазона измерения, то есть в 5 раз превышают аналогичную величину в модели исправного канала, что уже вполне достаточно для реализации допусковых процедур контроля .

Преимуществами используемой технологии диагностики каналов является ее достаточная вычислительная эффективность, так как идентификация авторегрессионных моделей не требует итеративных оптимизационных процедур, а результирующая модель всегда устойчива.

Выводы

Основным преимуществом применения при испытаниях имитационных моделей ГМЧ САУ является существенное сокращение сроков доводки и материальных расходов на испытания за счет применения гибкого программно-алгоритмического обеспечения, реализующего ряд нештатных режимов управления гидромеханическими агрегатами САУ, начиная от ручного задания управляющих сигналов и ручного позиционирования положения управляющих органов двигателя, и заканчивая ручным заданием настроек замкнутых контуров управления. Преимущества автоматизированной системы обработки сигналов:

- возможность надежного диагностирования отказов измерительных каналов по появлению нестационарных шумов измерений на уровне единиц процентов от диапазона измерений;
- возможность применения технологий оптимальной цифровой фильтрации с увеличением соотношения сигнал/шум по каналам оценки производных от измеренных параметров до 15 раз;
- повышения качества восстановления измеренных сигналов за счет анализа и исключения временных и фазовых задержек в измеренном сигнале.

Список литературы

1. Лозня С.В., Торхов М.И., Пустовой С.А., Седристый В.А., Черкасов Ю.В. Автоматизированная диагностика и настройка САУ при моторных испытаниях ТРДДФ// Вестник двигателестроения. – 2008. – № 3.– С. 176-181.

2. ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования. – М. – 1994. – 18 с.

3. Седристый В.А., Лозня С.В., Пустовой С.А., Степаненко И.И. Опыт разработки и применения интеллектуальных испытательных стендов авиационных газотурбинных двигателей при доводке цифровых САУ // Вісник інженерної ака-демії України. – К.: Інженерна академія України. – 2009. – №1. – С.158-164.

УДК 621.694.2:629.3082.3(045)

П.І. Греков, канд. техн. наук , К.І. Капітанчук, канд. техн. наук,
В.В. Козлов, канд. техн. наук, Ю.Ю. Терещенко
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДО ПИТАННЯ ЗАСТОСУВАННЯ ГАЗОВИХ ЕЖЕКТОРІВ ДЛЯ ВЕНТИЛЯЦІЇ ПІДКАПОТНОГО ПРОСТОРУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

В статті розглянуті шляхи забезпечення надійної вентиляції підкапотного простору літального апарату або контейнера ГТУ. Показано, що вирішення цієї проблеми можливо за рахунок використання ежекції повітря з підкапотного простору ГТД за рахунок енергії вихлопних газів, швидкісного напору, або встановлення додаткових вентиляторів. Експериментальні дослідження показали, що застосування газових ежекторів є більш ефективним.

Дослідження ежекторів, у яких змішуються потоки нестисливої рідини, почалися ще майже 80 років тому [1]. Основні труднощі теоретичного визначення характеристик ежектора складаються в складності опису самого процесу турбулентного змішання струменів, їхньої взаємодії в просторі, обмеженому твердими стінками так званої "камери змішання", що не є по суті "камерою", тому що має постійно відкриті вхід і вихід. Проте, цей термін є загальноприйнятим.

Для розрахунку сумарних характеристик ежектора звичайно застосовуються рівняння руху середовищ між початковим і кінцевим перетином циліндричної камери змішання. У вітчизняній літературі [1, 2] для розрахунку течії в ежекторі застосовувалася напівемпірична теорія турбулентних струменів Г.Н. Абрамовича.

Роботи з дослідження та удосконалювання газових ежекторів активно тривають і в цей час [3,4], причому значна частина досліджень проводиться в напрямках удосконалення газодобувної та газопереробної техніки, важливих для нинішньої економіки.

Ежектори також широко застосовуються в аеродинамічних трубах для збільшення витрати повітря, у якості ексгаустера для створення зниженого тиску в деякому об’ємі, у газозбірних мережах, для збільшення реактивної тяги літальних апаратів шляхом підмішування зовнішнього повітря до струменя газу сопла реактивного двигуна, в екранно-вихлопних пристроях (ЕВП) ГТД літальних апаратів, для вентиляції контейнера ГТУ компресорної станції та підкапотного простору літальних апаратів.

Попередній розрахунок газових ежекторів має особливе значення при подальшому їх практичному використанню. Не врахування особливостей розрахунку газових ежекторів при подальшому їх практичному використанню приводить до неузгоджених режимів роботи з об'єктами на які вони встановлені. Наприклад, при роботі газового ежектора в системі вентиляції підкапотного простору літального апарату або контейнера газотурбінної установки (ГТУ), може відбутися викид вихлопних газів через сопло ежектуємого газу в контейнер, що частіше призводить до втрати роботоздатності ГТУ та системи автоматичного регулювання ГТД літального апарату. Відомі підходи до визначення вихідних даних для активного газу, параметрів потоку активного та пасивного газу на вході в камеру змішування, а також визначення геометричних параметрів на виході із камери змішування, особливо, змінної площі по довжині або не розглядалися або потребують уточнення. Розрахунок газового ежектора за допомогою газодинамічних функцій та теорії турбулентних струменів [3] навіть в тому випадку коли задані всі параметри потоку на вході в сопло активного та пасивного газу є проблематичним з точки зору збіжності з експериментом.

В першу чергу це обумовлено тим, що при змішуванні газів в камері змішування статичний тиск газів не остається постійним. Це відноситься до дійсно можливих форм камер змішування. Камеру змішування з постійним статичним тиском по довжині можна рахувати як гранично можливий випадок існування камери, яка звужується.

На рис.1 наведена фотографія течії потоку в початковій ділянці камери змішування газового ежектора при дозвуковому витіканні активної газової струї. Із рисунка видно, що на вході в камеру змішування густина потоків активного та пасивного газів однакова. В наступних перерізах потоки активного та пасивного газу розділяються з подальшим перемішуванням.Схема ГТУ в контейнері з зовнішніми нагнітачами повітря в контейнер показана на рис.2. В даному випадку повітря в контейнер поступає примусово від компресорів (нагнітачів). На практиці для забезпечення розрахункової температури в контейнері необхідно мати для одного контейнера два нагнітачі потужністю приблизно до 35 кВт.

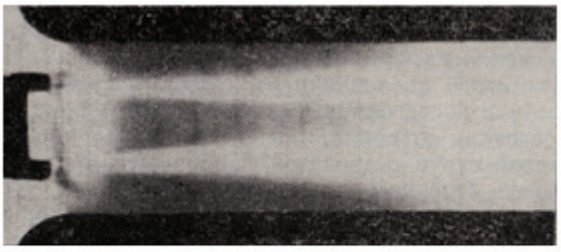


Рис. 1 Шрілен-фотографія потоку в камері змішування плоского ежектора при дозвуковому режимі течії газу із сопла

Можливі дві схеми відводу повітря з контейнера:

- відвід повітря з контейнера в газовипускний тракт зі швидкістю c_4;
- відвід повітря через отвори в контейнері в атмосферу зі швидкістю c_4'.

В першому випадку компресор повинен забезпечити надлишковий тиск більший ніж тиск за силовою турбіною ГТУ, що призводить до значних додаткових витрат енергії. В другому випадку необхідно забезпечити відвід повітря в атмосферу, що потребує встановлення додаткових відвідних каналів.

Недоліком використання незалежних вентиляторів (нагнітачів) є те, що при їхній відмові відбувається порушення температурного режиму елементів двигуна і його систем. У таких випадках необхідно встановлювати додаткову автоматичну систему аварійного відключення двигуна при виході з ладу вентилятора наддування повітря.

Аналіз шляхів забезпечення надійної вентиляції контейнера ГТУ або підкапотного простору літального апарату показав, що вирішення цієї проблеми можливо за рахунок використання ежекції повітря з підкапотного простору за рахунок енергії вихлопних газів ГТД.

Ежектор може забезпечувати як надійну вентиляцію контейнера ГТД так і зниження шуму вихлопних газів.

З другої сторони вихідний пристрій ежекторного типу впливає також і на характеристики ГТД. Тому розробка вихідного пристрою з оптимальним ежектором для ГТД набуває особливого значення.

Схема ГТД в контейнері (підкапотному просторі) з ежекторним вихідним пристроєм показана на рис.3. Повітря з навколишнього середовища зі швидкістю c_2 поступає в підкапотний простір 2 при температурі навколишнього середовища. ГТД 1 віддає частину тепла через корпус повітрю яке рухається подовж контейнера. На виході з контейнер температура повітря матиме значення T_3. Повітря з контейнер 2 поступає в ежекторний пристрій 3 і далі за рахунок ежекції в відвідний канал (сопло або ЕВП).

Недоліком використання ежектора для вентиляції підкапотного простору є те, що на режимах малих швидкостей та перепадів тиску можливі нестійкі режими роботи ежектора і як наслідок попадання вихлопних газів через сопло пасивного газу в контейнер.

Наявність ежекторного пристрою, який призначений для вентиляції повітря в контейнері ГТУ також призводить до додаткових втрат енергії обумовлених змішуванням потоків газу, який ежектує та газу, який ежектується.

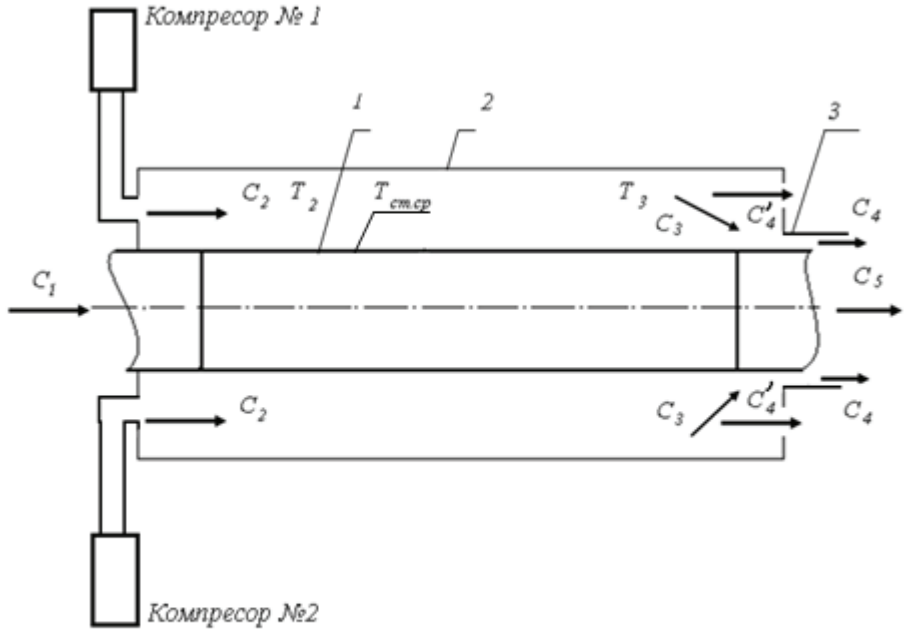


Рис. 2 Схема ГТУ в контейнері з зовнішніми нагнітачами повітря в контейнер

Вихідними даними для розрахунку витрати повітря через підкапотний простір є:

$T_н$ - температура зовнішнього повітря;

$T_{ст}$ - середня температура корпусу ГТУ;

C_2 - швидкість течії повітря в контейнері (в першому наближенні);

l_m - довжина поверхні теплообміну;

d - середній діаметр корпусу ГТУ;

Задачі розрахунку:

- визначити тепловій потік від стінки ГТУ до потоку повітря в контейнері;
- визначити необхідну витрату повітря через контейнер.

Алгоритм розрахунку.

Середня температура повітря в першому наближенні

$$T_{ср} = \frac{T_{ст} + T_н}{2}.$$

Параметри повітря $\lambda, \mu, c_p, \rho = f(T_{ср})$.

Критерій Рейнольдса

$$\mathrm{Re} = \frac{\upsilon \cdot l_m}{\nu}.$$

Критерій Прандтля

$$P_r = \frac{\nu \cdot c_p}{\lambda}.$$

Критерій Нуссельта

$$Nu = 0{,}021 \cdot \mathrm{Re}^{0{,}8} \cdot \mathrm{Pr}^{0{,}43}.$$

Коефіцієнт тепловіддачі

$$\alpha = \frac{\lambda \cdot Nu}{l_m}.$$

Тепловий потік від стінки до повітря в контейнері

$Q = \alpha \cdot F \cdot (T_{ст} - T_{н})$.

В контейнері підтримується задана температура повітря $T_{зад} = 305K$.

Температура на виході з контейнера (на вході в ежектор визначиться як

$T_{вих} = 2(T_{зад} + T_{ст}) - T_{н}$

Витрата повітря через контейнер

$$G = \frac{Q}{c_{р} \cdot (T_{вих} - T_{н})}$$

Тоді необхідний коефіцієнт ежекції визначиться як

$n = \frac{G}{G_{c}}$, де G_{c} - витрата газу через сопло ГТД.

Дослідження на натурному ГТД (рис. 4) також показали, що для забезпечення витрати повітря 1 кг/сек для двигуна типу ТВ3-117 необхідний коефіцієнт ежекції повинен дорівнювати n=0,008. Втрати повного тиску в ежекторі на змішування при даному коефіцієнті ежекції будуть становити 0,3% при умові відсутності вторинних та зворотних течій на вході в камеру змішування. З врахуванням їх наявності втрати повного тиску в ежекторі складатимуть значно більшу величині.

Рис. 4 Дослідний зразок газового ежектора на стаціонарному ГТД

Висновки

Газові ежектори є ефективним засобом вирішення питань вентиляції повітря контейнера. Наявність газового ежектора в вихідному пристрої ГТУ супроводжується додатковими втратами енергій. Дослідження дослідних зразків ежекторів на стаціонарному ГТД показало, що оптимальним з точки зору менших втрат енергії на змішування є ежектор з зовнішнім та внутрішнім соплами другого контуру. Ежектор з пелюстковою камерою змішування забезпечує інтенсифікацію змішування потоків, але при значно більших втратах енергії (на 2…3%).

Список літератури

1. ElrodG, The Theory of Ejectors //Journ. Appl. Mech., 1945, № 3.
2. Соколов Е.Я., Зингер Н. М. Струйные аппараты. - М.: Энергия, 1970.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. ч.1: Учеб. Руководство: Для втузов. - М.: Наука, 1991. – 600 с.
4. Аркадов Ю.К. Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы. – М.: Физматлит, 2001. – 334 с.

УДК 621.45.04

И.П. Лавров, М.В. Ганин инженер
(Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.С. Соловьёва, Россия)

ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВОВОДЯНЫХ ЭМУЛЬСИЙ В ТЕПЛОВЫХ МАШИНАХ

Описано влияние кавитационных технологий на термодинамические и экологические параметры двигателя, применение которых используется для создания топливоводяных эмульсий и ионизации горючей смеси.

Существует множество путей решения проблем экологичности и экономичности двигателей. Одним из перспективных способов, является применение ионизации в процессе горения с целью повышения эффективности горения топлива. При этом во всем объеме начинают действовать кулоновские силы отталкивания, интенсивно перемешивая горючую смесь. Топливо можно сжигать как в ионизированном состоянии, воздействуя на него электрическим полем так и в присутствие заранее ионизированного воздуха. Ионизировать горючую смесь можно так же применением ионизированного вещества. В качестве такого вещества может выступать вода, так как она всегда содержит ионы. Подавать воду в зону горения можно по-разному, но не все способы дадут желаемый результат, так простой впрыск воды в камеру сгорания будет малоэффективным и скорее даст больше отрицательных результатов, нежели положительных.

Рассматриваемый нами способ подачи воды в камеру сгорания заключается в следующем - вода подается вместе с топливом через общую форсунку. Данный способ позволяет избежать масштабных конструктивных изменений в двигателе. Но в виду различия плотностей топлива применяемого в двигателях и воды их нельзя просто смешивать. Воду необходимо подготавливать определенным способом, смешивать с топливом в специальном устройстве – кавитаторе. В итоге мы будем иметь топливно-водяную эмульсию.

Применение топливоводяных эмульсий в тепловых машинах, преобразующих тепловую энергию от сжигания топлива в механическую работу, является одним из перспективных способов снижения уровня вредных выбросов в атмосферу, а так же повышения экономичности использования топлива и при определенных условиях прирост энергии получаемой при сжигании топлива.

Топливо-водяная эмульсия – это двухкомпонентная среда, представляющая собой мелкодисперсную смесь воды и топлива, в качестве топлива могут выступать, например, керосин или мазут, или любое другое жидкое органическое топливо. Для получения однородных эмульсий, устойчивых к расслаиванию, необходимо использовать специальные устройства – кавитаторы.

В кавитаторах для смешивания топлива и воды используется гидродинамические и теплофизические эффекты кавитации, которые способствуют диспергации и гомогенизации с образованием устойчивых эмульсий, суспензий и смесей, в конечном итоге имеющим перспективу для усовершенствования и интенсификации процессов сжигания топлива.

Для получения эффекта кавитации может быть применено механическое воздействие на смешиваемые компоненты, например, лопаточные завихрители, либо воздействие высоко- или низкочастотное, например, звук. За счет этого воздействия повышается содержание ионов в эмульсии (происходит разрыв молекул воды).

Главное достоинство обводненных топлив заключается в том, что при их использовании заметно снижается уровень вредных выбросов в атмосферу, это доказано экспериментально. На рисунке 1 представлены экспериментальные данные [1] показывающие влияние присутствия воды в топливе на уровень вредных выбросов.

Теоретически это можно объяснить тем, что попадая в зону горения, капли топлива за счет вторичного дробления (в результате микровзрыва) существенно уменьшаются в размерах. Микровзрыв происходит за счет испарения топлива, которым покрыты частицы воды, имеющего более высокую температуру кипения, чем вода. В результате время пребывания капель в реакционном объеме возрастает за счет удлинения их траектории в процессе турбулентного перемешивания; увеличивается удельная реакционная поверхность капель топлива; скорость и полнота сгорания топлива в виде мелких капель увеличивается и сопровождается выделением меньшего количества твердых продуктов, чем у крупных капель. Так же увеличение полноты сгорания приводит к снижению расхода чистого топлива, что так же является немало важным.

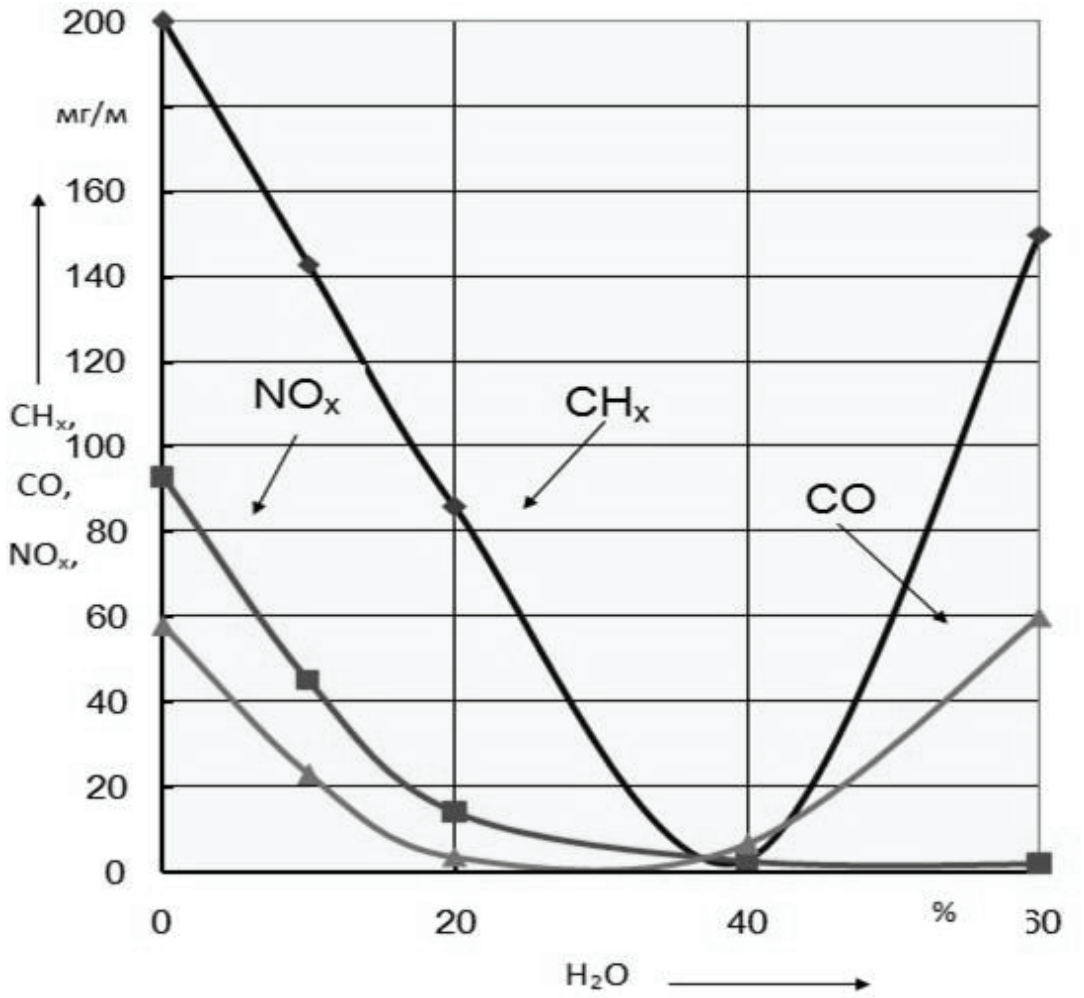


Рисунок 1 – Влияние содержания воды в топливе на выбросы: NO_x, CO и CH_x; топливо – солярка. Погрешность измерения: CH_x – 25 %; CO – 10 %; NO_x – 25 %.

Интерполированные графики проведенного эксперимента были сведены в таблицы. В дальнейшем была проведена экстраполяция данных с учетом имеющейся погрешности. Абсолютные значения были переведены в относительные для удобства их применения. Полученные данные были аппроксимированы в полиномы и по ним были построены графики рисунок 2.

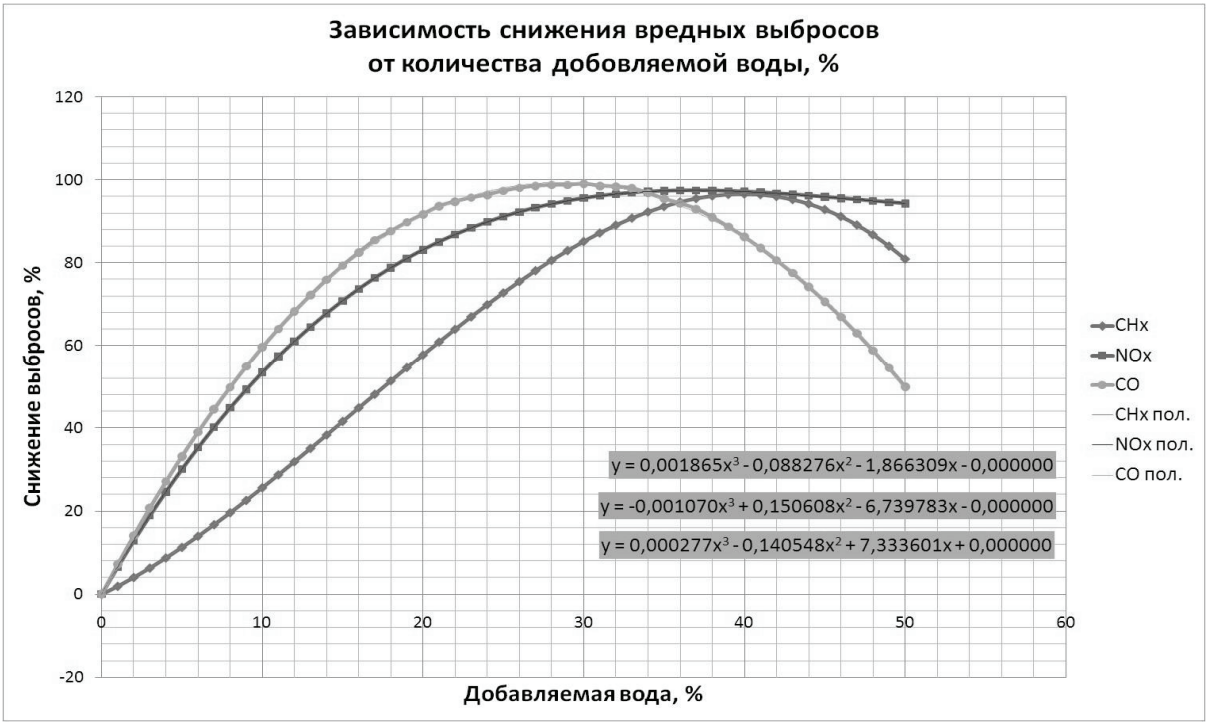


Рисунок 2 – Результаты расчета. Оценка снижения выбросов производилась по экспериментальным данным, взятым из [1]. Абсолютные значения с графиков были переведены в относительные.

Была написана программа, позволяющая рассчитать, параметры теплофизических процессов, происходящих при использовании топливоводяной эмульсии в качестве топлива. Она позволяет получить данные для построения графиков зависимости изменения работы совершаемой рабочим телом, при сжигании топливо-водяной эмульсии, от количества воды присутствующей в топливе и её начальной температуры.

Далее представлены графики рисунки 3-4 построенные по результатам расчета.

Результаты расчета были импортированы в MS Office Excel 2007 для наглядного анализа.

Рисунок 3 – зависимость изменения работы турбины от количества топлива замещаемого водой и ее начальной температуры.

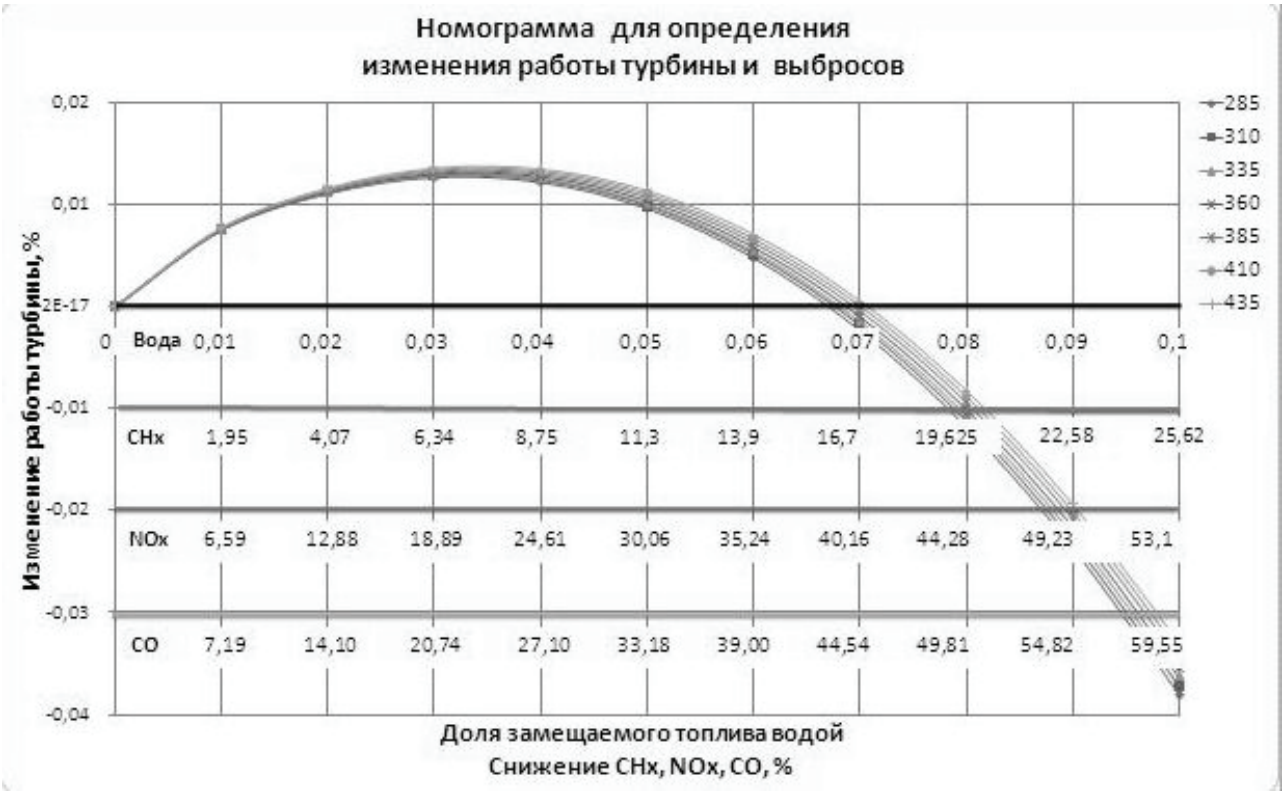


Рисунок 4 – Номограмма определения количества выбросов.

В ходе работы были использованы данные из формулизации IF-97 [2]. В виду того что условия, при которых происходит образование пара в камере сгорания из воды, соответствуют условиям из так называемой «пятой области» теплофизических свойств пара, погрешность расчета не поддается определению, так как нет экспериментальных подтверждений результатов.

Выводы

Совмещение графиков зависимости выбросов от количества замещаемой воды и РЕЗУЛЬТАТОВ термодинамического расчета в программе, позволяет оценивать влияние использования воды в топливе на характеристики камеры сгорания и работу двигателя.

Список литературы

1. Новиков И.Н. «Исследование камеры сгорания вихревого противоточного типа с целью промышленного применения». Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук, г. Рыбинск 2006г.

2. С.Л. Ривкин, А.А. Александров «Термодинамические свойства воды и водяного пара». - М: Энергия, 1975, 80 с.

УДК 621.438.001

А.А. Лапцевич, канд. техн. наук, доц.
Л.И. Гречихин, докт. физ.-мат. наук, проф.
(Минский государственный высший авиационный колледж, Беларусь)
Н.Г. Куць, канд. техн. наук, доц.
(Луцкий национальный технический университет, Украина)

ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ БАЗА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Разработан молекулярно-кинетический подход анализа работы тепловых преобразователей энергии, который позволяет осуществить компьютерное моделирование в различных условиях их применения. Показано, что увеличение полетного времени БЛА можно обеспечить не только путем эффективного использования выделяющейся при сгорании топлива энергии, но и путем организации открытых энергосистем, которые реализуют принцип действия теплового насоса

Постановка проблемы. В настоящее время США, Франция, Англия, Германия, Россия интенсивно ведут разработки беспилотных летательных аппаратов (БЛА) большой грузоподъемности, длительного время нахождения в полете. К бортовой энергетике БЛА предъявляются весьма жесткие требования: двигатели большой мощности; минимальные массогабаритные параметры; длительный ресурс работы; иметь собственную техническую диагностику для дальнейшей эксплуатации бортового энергоблока; минимум управления энергоблоком оператором; быть максимальная защищенность от внешнего вмешательства.

Цель исследования. Провести анализ современного состояния и в каком направлении осуществляется развитие бортовых энергетических комплексов БЛА, наметить возможные пути их совершенствования. Задачи: 1.Выяснить на какой теоретической базе создаются тепловые и электрические моторы и генераторы. 2.Разработать теоретическую базу для компьютерного моделирования принципа работы и условий эксплуатации двигателя на новых физических подходах. 3.Разработать теоретические основы работы тепловых двигателей. 4.Рассмотреть возможность использования тепловых насосов в бортовых энергокомплексах БЛА.

Анализ публикаций.1..Термодинамика тепловых двигателей Для выяснения основных закономерностей работы тепловых двигателей был разработан термодинамический подход который раскрывает механизм превращения одного вида энергии в другой, не вдаваясь в конкретные причины, вызвавшие эти превращения.

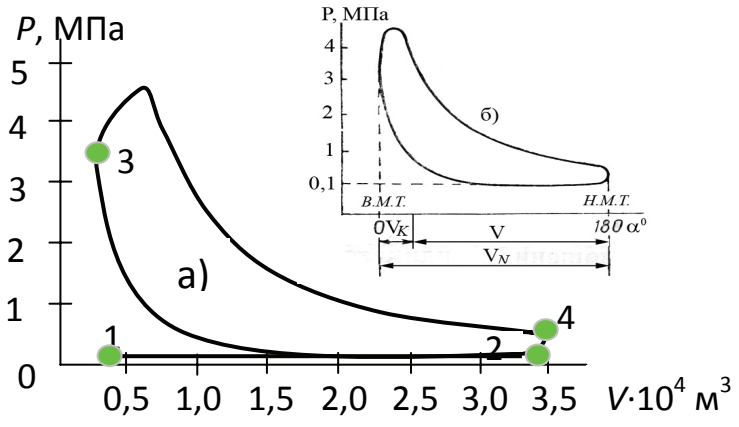


Рис. 1. Расчетная индикаторная диаграмма (а) в сравнении с экспериментальной (б)

При анализе работы теплового двигателя необходимо учитывать физико-химический состав топлива, процесс его горения, конструктивные особенности двигателя, условия его работы и др. Поэтому в работе [1] был предложен молекулярно-кинетический подход, который позволяет максимально учесть все процессы и условия, возникающие при работе теплового двигателя. В качестве примера на рис.1 приведена расчетная индикаторная диаграмма для карбюраторного двигателя и для сравнения приведена экспериментальная индикаторная диаграмма. По виду и значениям давления индикаторные диаграммы совпадают почти идеально.

2. Типы тепловых двигателей и их применение в авиации. В турбовинтовом двигателе (ТВД) тяговое усилие обеспечивает воздушный винт. Для этого используется турбина с увеличенным числом ступеней, так что расширение газа в турбине происходит почти полностью и только 10—15 % тяги обеспечивается за счёт газовой струи. Турбовинтовые двигатели гораздо более экономичны, чем поршневые двигатели. В авиации они широко используются для самолётов, имеющих большую грузоподъёмность и дальность полёта. В турбовинтовых двигателях в выходном сечении сопла разогретый газ обладает высокой температурой и достаточно высокой скоростью истечения. Эта энергия не используется. В турбореактивных двигателях основная часть энергии газовоздушной смеси идёт на ускорение газового потока в выходном сопле и создание реактивной тяги. Эти двигатели в основном применяются на реактивных самолетах. Разновидностью турбореактивного двигателя является турбореактивный двигатель с форсажной камерой, который применяется на сверхзвуковых самолетах.

Особую популярность в настоящее время приобрели двигатели Стирлинга. Отличие двигателя Стирлинга от других тепловых двигателей заключается в следующем: 1 – работать может от любого источника тепла (сжигание жидкого и газового топлива, водорода, нагрев от теплового насоса, солнечного излучения и др.); 2 – рабочее тело не контактируется с окружающей средой, и поэтому работает в любых условиях; 3 - регенератор обеспечивает максимальный коэффициент преобразования подводимого тепла в механическую работу (33,3%); 4 – применение в качестве рабочего тела водорода или гелия обеспечивает минимальную теплоотдачу к конструкции двигателя; 5 – позволяет непосредственно осуществить преобразование тепловой энергии в электрическую энергию.

Основная часть. В настоящее время в Белоруссии с участием Луцкого НТУ создается четырехроторный двигатель, принципиальная конструкция которого приведена на рис. 2. Такая конструкция работает при сравнительно малых давлениях рабочего газа. Лопатки турбины жестко не связаны с осью механического вращения турбины. Охлаждение лопаток турбины осуществляется одновременно с ее работой. Конструктивно расположение роторных лопаток турбины обеспечивает съем энергии не с одного направления движения, а с двух направлений. В этом случае максимальный коэффициент преобразования тепловой энергии в механическую работу составит не более 67%.

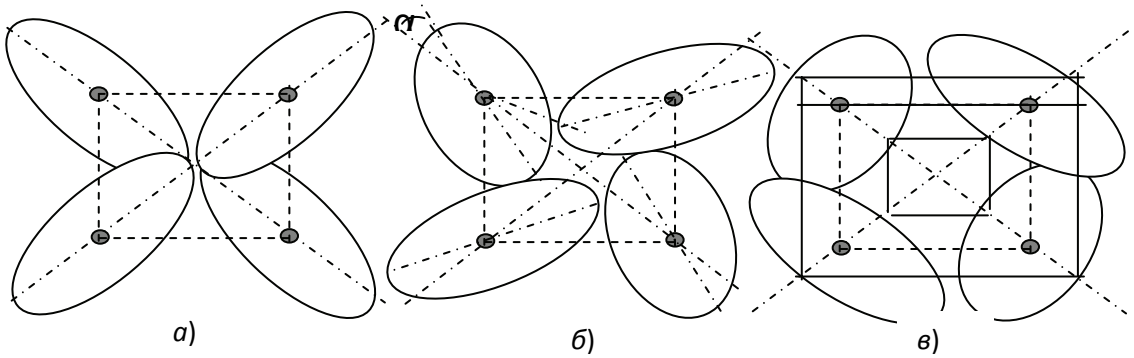


Рис. 2. Лопасти турбины и их расположение: *а* – минимальный объем между ними; *б* – промежуточное расположение и *в* – максимальный объем между ними

Основные недостатки поршневых ДВС заключаются в следующем: 1 – при сжатии горючей смеси повышение температуры зависит от температуры окружающей среды и не всегда достигает температуры, когда происходит интенсивная газификация топлива. 2 – в момент начала четвертого такта горение сажевых частиц еще продолжается и температура отработавшего газа еще высокая. 3 –большая потеря энергии на преодоление сил трения.

В этих трех направлениях происходит совершенствование ДВС всех типов. Первый недостаток устраняется путем дополнительного подогрева воздушно-топливной смеси, как это реализовано в двигателе Скудери [2]. Второй недостаток устраняют путем применения

пятикратного двигателя с тремя цилиндрами [2]. Третий недостаток пытаются устранить путем создания свободно движущегося поршня. Это известные два варианта, которые были предложены Франком Штельзером и Петером Хоффбауэром [2].. Это двигатель Ван Бларигана [2]. Такая же схема прямого преобразования тепловой энергии в электрическую реализована на основе двигателя Стирлинга.

В настоящее время в авиационную технику широко внедряются роторно-поршневые двигатели (РПД) внутреннего сгорания (двигатель Ванкеля). Реактивные двигатели составляют основу ракетной техники. Наиболее характерно деление реактивных двигателей на четыре основных группы: ракетные двигатели (РД), воздушно-реактивные (ВРД), электрореактивные двигатели (ЭРД) и фотонные двигатели. Для реализации длительных космических полетов все перечисленные двигатели не представляют особого интереса, а предполагают использовать энергию вакуума [3]. Это перспектива далекая. Но как сказать?

На различных видах транспорта нашли применение целые комплексы энергетических устройств. В отличие от наземных транспортных средств, при полете самолета возникает взаимодействие с окружающей атмосферой настолько существенное, что самолет, по отношению к окружающей среде, следует рассматривать как открытую энергосистему.

3. Молекулярно-кинетический анализ работы тепловых двигателей. Рассмотрим, как изменяются давление и температура воздушно-топливной смеси в процессе горения топлива.. Первая стадия горения топлива, газификация, достигается преимущественно вследствие адиабатического сжатия. Для воздуха до температуры 1000 К $\gamma = 1{,}4$, а при более высоких температурах – это 1,34 -1,38. После поджига реализуются вторая и третья стадии горения топлива. При полном сгорании топлива выделяется количество тепла

$$U = \frac{H_u \dot{m}}{2f} \ , \tag{1}$$

где H_u - теплотворная способность топлива, $\dot{m}$ – расход топлива и f – частота вращения двигателя. С учетом выделившейся энергии температура воздушно-топливной смеси

$$T_2 = T_1 + \frac{2U}{5k_Б N}, \text{ К.} \tag{2}$$

При такой температуре давление горючей смеси в ВМТ составит

$$P = \frac{N}{V} k_Б T \ . \tag{3}$$

Выделение тепла при горении топлива происходит в нарастающем режиме

$$T_2 = T_1 + T_1[\exp(at) - 1], \tag{4}$$

где коэффициент a находится из начальных условий. Внутренняя энергия газа

$$\Delta U = A + \Delta Q' - \Delta Q'' \ . \tag{5}$$

Здесь $\Delta A = M(t)\omega\Delta t$ - затраченная механическая работа, а $M(t)$ – момент на валу двигателя, $\omega = 2\pi f$ – круговая частота; $\Delta Q'$ - потери тепла при конвективном теплообмене внутри двигателя и $\Delta Q''$ – изменение энергии смеси при сжатии или расширении газа.

Механическая работа, которую производит нагретый воздух в одном из направлений хаотического движения молекул воздуха равна

$$\Delta A = M(t)\omega\Delta t \ . \tag{6}$$

Давление внутри двигателя с учетом выделяемой энергии топлива, совершаемой работы, конвективного теплообмена и адиабатического расширения падает до значения

$$P(t) = n(t)k_Б\left[T(t)\left(\frac{V_1(t_1)}{V_2(t_2)}\right)^{\gamma-1} + \Delta T(t)\right], \tag{7}$$

где $\Delta T(t) = T(t_2) - T(t_1)$, а значения температур определяются по формуле (4).

Объемы $V(t_1)$ и $V(t_2)$ вследствие движения поршня в цилиндре соответственно равны

$$V\ (t_1) = \pi r^2\{l_0 + L[1 - \cos(\omega t_1)]\}; \quad V\ (t_2) = \pi\kappa : 2\{l_0 + L[1 - \cos(\omega t_2)]\}. \tag{8}$$

Здесь r – радиус поршня, L – плечо коленчатого вала, l_0 – эффективная высота цилиндра свободного объема, когда поршень находится в ВМТ.

Возрастание температуры воздушно-топливной смеси внутри цилиндра до поджига горючей смеси определяется рекуррентным соотношением вида

$$T(t_{n+1}) = T(t_n)\left(\frac{V_{n-1}}{V_n}\right)^{\gamma-1}, \qquad (9)$$

а работа, при адиабатическом изменении объема газа на величину $\Delta V_n = V_n - V_{n-1}$:

$$\Delta Q_n'' = \frac{P_{n-1}V_{n-1}}{\gamma-1}\left[1-\left(\frac{V_{n-1}}{V_n}\right)^{\gamma-1}\right]. \qquad (10)$$

При взаимодействии потока воздуха с кластерами материала корпуса двигателя по всей внешней поверхности будет происходить передача энергии колебания кластеров к молекулам воздуха. Коэффициент передачи энергии при m_a – среднее значение массы молекул воздуха и $M_{кл}$ – масса молекул кластеров материала двигателя

$$\theta = \frac{4m_a M_{кл}}{(m_a + M_{кл})^2}, \qquad (11)$$

Теплоотдача от внешних стенок двигателя к прокачиваемому воздуху составит:

$$\Delta Q'(t) = 2(1-\theta)n_{кл}v_{кол}^2 S_{вн.}(t). \qquad (12)$$

Допустимый разогрев прокачиваемого воздуха вокруг поверхности двигателя не должен превышать 50 – 60 К выше температуры окружающей среды. В каждый момент времени мощность передачи энергии стенкам камеры сгорания вследствие нестационарного конвективного теплообмена, составит:

$$\Delta N_T = \frac{5\pi}{12}\frac{\theta N\sqrt{2k_Б T(t)/m_a}\,k_Б \Delta T(t)\{r_n + [l_0 + L(1-\cos\omega t)]\}}{\{l_0 + L[1-\cos(\omega t)]\}r_n}, \qquad (13)$$

а результирующая тепловая энергия $N_T = \int_0^{1/2f} \Delta N_T dt$. (14)

Разогрев корпуса двигателя происходит при положительной разности температур окружающей среды и его корпуса. В противном случае наоборот корпус двигателя будет разогревать газ окружающей среды.

Работа, совершамая двигателем с усреднением за период вращения коленчатого вала:

$$\overline{A} = 8\pi F^2 \int_0^{1/2f} M(t)dt. \qquad (15)$$

Здесь $$M(t) = n(t)k_Б\left[T(t)\left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{\gamma-1} + \Delta T(t)\right]\pi r_n^2 L\sin(\omega t). \qquad (16)$$

4. Тепловые насосы в энергетических комплексах Тепловые насосы – это по существу открытая энергосистема. Энергетика работы открытых систем рассмотрена в работах [4,5]. Полеты самолетов в земной атмосфере стали возможными только потому, что самолет по отношению к окружающей среде является открытой системой. В результате возникают лобовое сопротивление и подъемная сила крыла самолета. Двигатели преодолевают лобовое сопротивление, а работа, затрачиваемая на подъем самолета и на вращение вентиляторов и турбин берется из атмосферы. Мощность на подъем самолета ТУ-134 [6] составляет

$$N = \frac{mgh}{t} = \frac{42\cdot 10^3 \cdot 9{,}8\cdot 10^4}{30\cdot 60} \approx 2{,}3\cdot 10^6 = 30\,600 \quad \text{Л. С.} \qquad (17)$$

Два турбореактивных двигателя Д-30 II серии при крейсерском полете дают тягу 32 Т, а общее лобовое сопротивление составляет 44 Т. Недостающая тяга обеспечивается возникновением срывного течения за фюзеляжем [6]. Общая энергия, которая выделяется в единицу времени при полном сгорании топлива ~ 23 200 Л.С. Мощность тяговых усилий

обоих двигателей ~ 25 240 Л.С. Получатся, что вся мощность сгоревшего топлива преобразуется в движение самолета, а на вращение вентиляторов и турбин мощности не остается. Мощность, развиваемая турбинами высокого давления, составляет 34 000 Л.С., а мощность турбин низкого давления – 19 500 Л.С. Результирующая мощность, которую развивают турбины с вентиляторами, равна 53 500 Л.С. [7]. Естественно, предположить, что турбины совместно с самолетом работают как тепловой насос с достаточно высоким коэффициентом преобразования. Известно, что при полетах самолетов происходит их оледенение. Если предположить, что самолет ТУ-134 на высоте 10 км обладает температурой ниже температуры окружающей среды только на 3^0, то мощность теплового насоса самолета в целом ~ 80 тыс. Л.С., что и обеспечивает всю энергетику при полете самолета.

Работающий винт самолета также представляет собой тепловой насос и экспериментальное достаточно убедительное подтверждение описано в работах [8,9]. В работе [8] работающий высокоскоростной винт позволял получать коэффициент преобразования 3,6, а в работе [9] винт в качестве паруса позволил получить коэффициент преобразования в среднем 2,85, а в некоторых случаях даже 3,5. Это только начало осознанного внедрения тепловых насосов в энергетику транспортных систем.

Заключение. Молекулярно-кинетический подход анализа работы тепловых преобразователей энергии позволяет описать работу систем и осуществить компьютерное моделирование в различных условиях их применения;- рассмотрены пути совершенствования тепловых и электродинамических двигателей;- увеличение полетного времени БЛА можно обеспечить путем использования энергии топлива и организации открытых систем, которые реализуют принцип действия теплового насоса;- комплексированные энергосистемы открытого типа на транспорте являются наиболее прогрессивными. Внедрение тепловых насосов в энергетические комплексы, авиация станет основным наиболее надежным и экономически выгодным видом транспорта .

Список литературы

1. *Гречихин Л.И.* Двигатели внутреннего сгорания. Физические основы технической диагностики и оптимального управления. – Мн.: Навука і тэхніка, 1995. – 270 с.

2. Популярная механика, 2010. № 3 (89). С. 88-91,№ 4 (90). С. 88-91.

3. *Леонов В.С.* Перспективные экологически чистые технологии производства и преобразования энергии. /Труды первого Международного конгресса «Демографические проблемы Беларуси» 17-20 марта 1999 г. – Мн.: ООО «Солярий плюс», 1999. – 242 с.

4. *Гандилян С. В., Гандилян В. В.* Некоторые проблемы создания микроминиатюрных электромеханических преобразователей энергии.// «Электричество», 1999, №3, с. 43-46.

5. *Гречихин Л.И. Куць Н. Г.* Современная энергетика. Пути и методы развития и применение на транспорте /Наукові нотаткі, 2010. Вып. 28 (май 2010). С. 162 – 165.

6. *Гречихин Л.И.* Современная аэродинамика полета летательных аппаратов и возможности компьютерного моделирования /Материалы VIII Международной научно-технической конференции «АВИА-2007». – Киев: НАУ, 2007. Т.2. С. 33-95 – 33.104.

7. *Крюков А.М.* Конструкция и летная эксплуатация двигателя D-30 2 сер. – М.: Воздушный транспорт, 1975. – 198 с.

6. *Гречихин Л.И., Сахарук Д. А., Сивашко А. Б., Цанава А. А.* Энергетика воздушного винта беспилотного летательного аппарата / Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. – 2010, № 5. С. 61-65.

9. Популярная механика, 2010, № 9 (95). С. 84-87.

СЕКЦІЯ 12.

НОВІТНІ ТРИБОТЕХНОЛОГІЇ

УДК: 621.88.088(045)

О.І. Духота, канд. техн. наук, О.В. Тісов, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)
Т.С. Черепова, канд. техн. наук (ІМФ НАНУ, Україна)

ВПЛИВ ДЕЯКИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ НА ТРИБОТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОРОШКОВИХ СПЛАВІВ СИСТЕМИ Co-TiC

В даній роботі розглядається вплив розміру порошків зміцнюючої фази на характеристики порошкових композиційних сплавів на основі кобальту системи Co-TiC. Показано вплив розміру зерен карбідної фази на розміри і концентрацію пор. Досліджувався вплив пористості на показники жаростійкості композиційних матеріалів.

Актуальність дослідження. Для підвищення ресурсу контактних поверхонь бандажних полиць робочих лопаток турбін використовувались в різний час сплави на основі заліза та нікелю [1, 4]. Це – ливарні сплави, в яких зміцнююча фаза розподілена в більш м'якій і пластичній матриці. Особливістю цих матеріалів є те, що формування зносостійкої фази залежить від збалансованості вмісту легуючих елементів і кількість її є обмеженою. В нікелевих сплавах [5] під дією навантаження та високошвидкісного газового потоку відбуваються вигорання легуючих елементів, внаслідок чого суттєво зменшується кількість зміцнюючої γ′-фази. Відбувається зміна властивостей поверхні тертя, зменшується твердість, жаростійкість. Як наслідок – деталь швидше виходить з ладу. Тому теплова стабільність, плавна зміна властивостей із зростанням температури, відсутність вибіркового окислення є важливою вимогою до нових лопаткових сплавів.

Значних результатів у вирішенні цієї проблеми вдалось досягти завдяки впровадженню у виробництво сплаву ХТН-61 на основі кобальту [6]. Це дало змогу підвищити ресурс двигуна Д18-Т до 12000 годин при використанні сплаву при виготовленні лопаток і до 6000 годин при їх ремонті [7]. Проте, його жаростійкість невисока. Це означає, що він володіє запасом зносостійкості, котрий можна реалізувати шляхом підвищення стійкості до окислення. Таким вимогам відповідає новий сплав ХТН-62[8].

Як відомо, одним з найважливіших факторів, що визначають опір матеріалів зношуванню, є їх структура, а також властивості, взаємне розташування, кількісне співвідношення і характер взаємодії окремих складових структури [9, 10]. Велике значення мають процеси, що протікають на поверхнях тертя матеріалів. Прикладом сказаного слугує один з відомих способів підвищення трибологічних характеристик сплавів через реалізацію принципу Шарпі-Бочвара, що вказує на необхідність одержання гетерогенної за розподілом і механічними характеристиками структури, що складається з м'якої пластичної основи з розташованими в ній твердими включеннями. Для роботи при високих температурах матриця, як і наповнювач, повинна додатково мати високу жаростійкість. В даній роботі пропонується використовувати в якості матеріалу для поверхневого зміцнення робочих поверхонь бандажних полиць ГТД порошкового сплаву з використанням в якості зв'язки легованого кобальту і карбіду титану в якості наповнювача, для якого і визначали вплив таких параметрів, як пористість і дисперсність вихідних порошків на зносо- і жаростійкість.

Матеріали і методика досліджень Ливарні композиційні сплави виготовлялись шляхом електродугової плавки шихтованих заготовок. Порошкові сплави були виготовленні методом гарячого пресування за наступних умов:

Температура пресування:	1300-1400 °С.
Тиск:	3-5 кН.
Час витримування:	10-20 хв.

На підставі досліджень впливу умов гарячого пресування (температури, навантаження, тривалості витримки) на густину, пористість та мікротвердість зразків методом гарячого

пресування виготовлено композиційні сплави на основі кобальту з різним вмістом карбіду титану.

Для триботехнічних випробувань використовувалась установка МФК - 1. Для забезпечення температурного режиму вона додатково обладнана кільцевою електричною піччю, термопарою та міліамперметром. Зразки для металографічних досліджень виготовляли з використанням стандартної методики на високошвидкісних кругах з алмазними пастами різної дисперсності. Виявлення структури проводили в теплому розчині 3% перекису водню з додаванням невеликої кількості водного розчину аміаку в якості прискорювача. Цифрове зображення отримали за допомогою цифрової камери Olympus C5050.

Дослідження мікротвердості зразків проводилось на металографічних шліфах згідно з ГОСТ 9450-76 за допомогою мікротвердомірі фірми LECO M-400 при навантаженні 3 Н. Крок вимірювань по товщині зразка – 50 і 100 мкм. Мікротвердість оксидних плівок вимірювали мікротвердоміром ПМТ-3М, кут між протилежними гранями алмазної пірамідки – 136^0, навантаження – 1 Н, час витримки під навантаженням – 20 с. Визначали середнє значення мікротвердості зразків за не менш ніж 5 вимірюваннями.

Вплив розміру частинок вихідних порошків на властивості порошкових сплавів.

На початку роботи над матеріалами виявилась гостра необхідність проаналізувати вплив розміру зерна порошків для виготовлення сплавів на їх механічні властивості, а також – їх вплив на зносостійкість. В роботі [13] аналітичне і триботехнічне дослідження композиційних електролітичних покриттів з наповнювачем різної дисперсності. Результати свідчать, що найбільшою зносостійкістю володіють матеріали із зміцнюючою фазою дисперсністю близько 25мкм. Однак, у таких покриттях пористість практично відсутня, що пов'язано з особливостями утворення електролітичних нашарувань. В той же час, в роботі [8] були проведені комплексні триботехнічні дослідження, котрі показали, що із збільшенням пористості зносостійкість порошкових сплавів значно погіршується.

При роботі з порошковими матеріалами має значення не тільки розмір наповнювача, але й розмір зерен порошку матриці. Під час гарячого пресування композиція не доводиться до температури плавлення, і вони залишаються практично незмінними. Однією із задач ставилась умова зниження вартості і тривалості операцій по виготовленню порошкових сумішей.

В роботі [11] розглядається відношення між межею текучості (σ_T) і розміром зерна (d) для полікристалічного матеріалу і описується зростання межі текучості із зменшенням розміру зерна (закон Холла-Петча):

$$\sigma T = \sigma_0 + K*d-1/2 \qquad (1)$$

де σ_0 – деяке напруження, необхідне для ковзання дислокацій в монокристал. К – стала величина (коефіцієнт Холла-Петча).

Однак, при зменшенні розміру зерна до нанорозмірів цей закон порушується [12] і проявляється так званий обернений закон Холла-Петча, механізми котрого насьогодні вивчені недостатньо і спрогнозувати поведінку матеріалу із нанозернами важко.

Іншим важливим чинником, котрим керувалися при створенні композиційного матеріалу, була пористість матеріалу. Пори у такому матеріалі, відіграють роль концентраторів напружень, котрі залежить і від їхнього розміру. Тому однією із задач було зменшити їх розмір. На рис. 1 зображена типова мікроструктура порошкового сплаву із високим вмістом наповнювача.

Спостерігаються деяка залежність між розміром зерна і розміром та концентрацією пор. В зонах 1 спостерігається скупчення дрібних зерен з розміром приблизно 1 мкм. Зони 3 ілюструють скупчення більш крупних карбідів (до 10 мкм), і як результат – утворення більш великих пор. Помітно, що розмір пор пропорційний розміру карбідної фази.

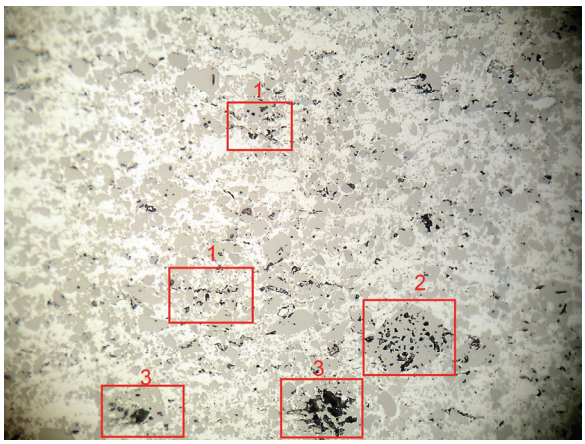


Рис.1. Розподіл пор в мікроструктурі порошкового матеріалу. (х300) 1, 3 – міжзеренні пори; 2 – зеренноповерхневі пори.

Виникають такі дефекти між зернами TiC, що спричинено трудністю потрапляння матриці в цю зону під час консолідації порошків. В зоні 2 розташоване крупне зерно (близько 25 мкм). Його поверхня являє собою раковистий злам і також є джерелом утворення пор. Отже, зменшуючи розмір порошків зміцнюючої фази можна зменшити розмір порожнин і таким чином керувати властивостями матеріалу.

На основі проведених металографічних досліджень, а також на основі літературних даних було вирішено для порошкових сплавів використовувати композиції порошків з розміром зерна 1-5 мкм, що одночасно дозволяє отримати матеріали із заданим комплексом властивостей, а також запобігти надлишковим витратам на подрібнення вихідних матеріалів.

Дослідження жаростійкості. На рис. 2 приведена залежність жаростійкості цих сплавів від пористості. Видно, що із зростанням останньої стійкість окисленню зменшується. Ця характеристика залежить від властивостей матриці, а також – від стану поверхні. У високопористих сплавах проникнення кисню в основний матеріал полегшена, завдяки пустотам він може приникати на значну глибину. Крім того, хімічному впливу піддаються і внутрішні поверхні пор, тобто збільшується площа взаємодії, в результаті цього жаростійкість матеріалу знижується.

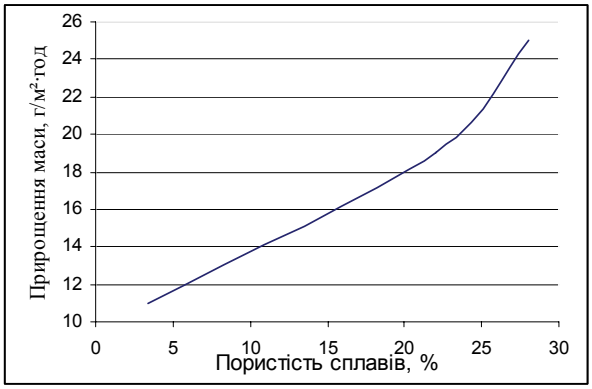


Рис. 2. Залежність жаростійкості порошкових сплавів від пористості

При визначенні жаростійкості ливарних сплавів з високим вмістом карбіду титану виявилось, що вона вища ніж у сплавів ХТН-62 та ЖС-32. Ці сплави, на відміну від порошкових, позбавлений такого недоліку, як пористість і збільшення активної поверхні. Крім того, частинки карбіду титану при температурі випробувань не взаємодіють з киснем, тому приріст маси зразка в цілому відбувається тільки за рахунок окислення кобальтової матриці. Кристали карбіду розміщуються в матеріалі рівномірно, і відбувається це як

всередині так і на поверхні. За рахунок цього площа сплаву, що піддається окисленню, зменшується. В цьому випадку очевидний вплив має збільшення карбідної фази. Крім того, при підвищеному вмісті TiC від 20 до 50 %об. спостерігається підвищення мікротвердості від 4800 МПа до 5700 МПа. .

Висновки.

Проведені дослідження показали вплив розміру карбідних зерен на концентрацію і розмір пор, а саме – збільшення розміру зерна призводить до збільшення розміру пор. Випробування на зносостійкість показали, що із збільшенням їх кількості триботехнічні характеристики матеріалу погіршуються, і в поєднанні з високим вмістом карбідів це може призвести до швидкого руйнування матеріалу. Збільшення кількості пор також негативно впливає на жаростійкість, що пояснюється особливостями взаємодії таких матеріалів з киснем. Таким чином, при створенні жароміцних зносостійких композиційних порошкових сплавів потрібно досягати мінімальної пористості при рівноважному співвідношенні системи матриця – наповнювач.

Список літератури

1. Контактное взаимодействие сопряженных деталей ГТД./ [*Богуслаев В.А., Ивщенко Л.И., Качан А.Я., Мозговой В.Ф.*] Издательский комплекс ОАО «Мотор Сич». –2009. – 328 с.

2. Підвищення фретингостійкості робочих лопаток ГТД./[*Шевеля В.В., Калда Г.С., Духота О.І., Сідоров В.Б.*] //Сборник трудов 2 междунар. конф. «Динамика роторных систем». – Кам-Под. – 1998р. С. 125-128.

3. *Ивщенко Л.И.* Изнашивание жаропрочных материалов при вибрациях.[*Ивщенко Л.И., Качан А.Я.*] // Вестник двигателестроения. № 2.– 2008. С. 160-163.

4. Пат. №4415532 США. Cobalt superalloy. Application Number: 06/240642 Publication Date: 11/15/1983 Filing Date: 03/05/1981

5. Несущая способность лопаток газовых турбин при нестационарном тепловом и силовом воздействии / [*Третьяченко Г.И., Кравчук С.В., Куриат Р.И., Волощенко А.П.*] К.: - Наукова думка, 1975. – 295с.

6. Пат. ИА 8240А Україн, с22с19/07. Сплав на основі кобальту / *Шурин А.К., Дмитрієва Г.П., Черепова Т.С., Андрейченко Н.В., Івщенко Л.Й.* - №93006979, опубл. 29.03.96. Бюл. №1.

7. Восстановление работоспособности ГТД с применением новых технологий и материалов. / [*Леонтьев В.А., Зиличихис С.Д., Кондратюк Э.В., Замковой В. Е.*]// Вестник двигателестроения. № 4.– 2006. С. 99-103.

8. Композиційні сплави для зміцнення контактних поверхонь бандажних полиць газотурбінних двигунів. / [*Духота О.І., Кіндрачук М.В., Тісов О.В., Черепова Т.С.*] // Проблеми трибології. №4. – 2010. С. 101-104

9. Поверхностная прочность материалов при трении / Под ред. *Б.И. Костецкого*. – К.: Техника, 1976. – 291с.

10. *Костецкий Б.И*. Структурно-энергетическая приспосабливаемость материалов при трении /[*Б.И. Костецкий*]// Трение и износ. – 1985. – Т.6, №2. – С.201–212.

11. *Carlton C. E.* What is behind the inverse Hall–Petch effect in nanocrystalline materials? // [*Carlton C. E., Ferreira P. J.*] //Acta Materialia. Т. 55 – 2007.. С. 3749–3756.

12. *Gao H*. Materials become insensitive to flaws at nanoscale: Lessons from nature // [*Gao H., Ji B., Jäger I. L.*] // Proceedings of the National Academy of Sciences.. Т. 100, №10 – 2003. С. 5597–5600...

13. *Корнієнко А.О*. Формування триботехнічних властивостей композиційних електролітичних покриттів на основі нікелю створенням градієнтних структур. //[*Корнієнко А.О.*]//Дис. канд.техн. наук. К.: - 2007. 168с.

УДК. 621.891

М.В. Киндрачук, д-р техн. наук, проф.,
А.Л. Шевченко, асп.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ИЗНОСОСТОЙКОСТЬ АЗОТИРОВАННЫХ ПОКРЫТИЙ НА ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ ВТ6

Показано, что предварительная лазерная обработка, уменьшает время азотирования титанового сплава ВТ6, при этом увеличивается толщина азотированного слоя. Износостойкость азотированных покрытий, полученных с предварительной лазерной обработкой в полтора-два раза выше, чем у покрытий, полученных традиционным методом.

Введение и состояние проблемы. Вследствие высокой удельной прочности и термостойкости титановые сплавы играют большую роль в авиационной технике и ракетостроении. Для изготовления амортизационных стоек шасси, силовых цилиндров гидравлических систем, в бандажных полках лопаток компрессоров и др. нужны также хорошие антифрикционные свойства. Титановые сплавы склонны к задирам и схватыванию. Поэтому, их применение в таких системах как букса-шток амортизационной стойки, втулка-шток силового цилиндра и др., которые работают в условиях трения, невозможно без покрытий с хорошими антифрикционными свойствами. Хорошим комплексом антифрикционных свойств обладают азотированные покрытия. Перспективы получения и применения азотированных покрытий на высокопрочном титановом сплаве ВТ6 определяли в настоящей работе, где исследовали структуру, триботехнические свойства и механизм изнашивания азотированных покрытий при трении в гидравлической жидкости АМГ-10 по стали ШХ15.

Постановка задания. Процесс азотирования титановых сплавов продолжителен, и осуществляется при высоких температурах, что отрицательно сказывается на механических свойствах; при этом получают покрытия глубиной до 50 мкм. Известно, что предварительная обработка поверхности сталей лазером увеличивает интенсивность азотирования и глубину азотированного слоя [1]. В настоящей работе для увеличения скорости и глубины насыщения азотом провели предварительную лазерную обработку (ЛО) поверхности титановых сплавов, исследовали структуру и антифрикционные свойства, азотированных после предварительной ЛО покрытий.

Триботехнические испытания покрытий проводили при трении скольжения в гидравлической жидкости АМГ-10 по стали ШХ15. Выбор обусловлен тем, что трибосопряжения гидравлических систем самолётов работают в условиях граничной смазки жидкостью АМГ-10 или её аналогами. Авиационное масло гидравлическое (АМГ-10) работает в интервале температур окружающей среды от минус 60 до + 55 °С, вырабатывается на основе глубокодеароматизированной низкозастывающей фракции, получаемой из продуктов гидрокрекинга смеси парафинистых нефтей и состоящей из нафтеновых и изопарафиновых углеводородов. Минеральное масло АМГ-10 содержит загущающую («Винипол» ВБ-3) и антиокислительную (альфа-нафтол) присадки, а также специальный отличительный органический краситель («Судан-4», $C_{22}H_{16}N_2O$).

Цель работы – изучение влияния предварительной ЛО поверхности титанового сплава на интенсивность и глубину азотирования, а также, на триботехнические характеристики азотированных покрытий.

Методика исследований. Предварительную ЛО образцов из титанового сплава ВТ6 проводили на установке «ЛАТУС-31» лучом CO_2-лазера на трёх скоростях прохождения лазерного луча – 0,3 м/с, 0,8 м/с и 1,3 м/с, азотировали на установке «ВИПА-1» в среде 80 % N_2 + 20 % Ar [2]. Готовилось две партии испытуемых образцов: одну часть образцов азотировали без предварительной ЛО, вторую – с предварительной ЛО.

Испытания покрытий проводили на модернизированной установке 2070 СМТ-1 при трении по схеме трения скольжения образца, поверхность трения которого с нанесённым покрытием, выполнена в виде сектора. Эта поверхность скользит по внешней образующей вращающегося кольцевого контртела из стали ШХ15 диаметром 50 мм, твёрдость материала 63-64 HRC, коэффициент перекрытия равен 0,13. Установка позволяет в широком диапазоне изменять нагрузку и скорость скольжения.

Характеристики процесса износа азотированных покрытий представляли функцией отклика в виде полинома второй степени на двухмерном пространстве скоростей и нагрузок. Для определения параметров математической модели процесса износа каждого покрытия был поставлен эксперимент. Реализован центральный ротатабельный план второго порядка для двух факторов, в котором скорости скольжения варьировали в диапазоне 0,2–1,2 м/с, нагрузки – в диапазоне 2–12 МПа. План включает семь экспериментальных точек по одному опыту в каждой точке и четыре опыта в центре эксперимента, которые использовали для определения дисперсии процесса. Каждый опыт состоит из приработки на пути трения 2 км и стационарного процесса – 10 км. После окончания приработки и опыта измеряли образцы и определяли величину линейного износа. Поверхности трения, структуру и состав покрытий исследовали методами оптической и электронной микроскопии; микротвёрдость структурных составляющих определяли на микротвердомере ПМТ-3М, а также, Виккерс М-400 Hardness Tester фирмы «LECO». Исходная микротвёрдость образцов из ВТ6 составляла 221 кгс/мм^2, после азотирования – 322 кгс/мм^2 и после проведения предварительной лазерной обработки с последующим азотированием – 401 кгс/мм^2. Фрактографические исследования проводились на сканирующем электронном микроскопе JSM-6610.

Трибологические системы открыты, они обмениваются с окружающим пространством энергией, веществом и информацией; трибологические процессы неравновесны, их реализации всегда сопровождаются производством энтропии, которая затем растёт в процессе отвода тепла в окружающее пространство. Одним из основных понятий теории неравновесных процессов является введение термина «аттрактор», т.е. притягивающее множество в пространстве состояний (в трибологии это множество точек пространства скоростей и нагрузок). В равновесных системах производство энтропии равно нулю; аттрактором являются состояния, соответствующие максимуму энтропии или минимуму свободной энергии. Если граничные условия не позволяют системе достичь равновесия, то она неравновесна, для неё характерно производство энтропии, а аттрактором являются стационарные состояния. В трибологии граничные условия задают скорость и нагрузка; для каждой антифрикционной системы на пространстве скоростей и нагрузок существует область, в каждой точке которой определено устойчивое стационарное состояние-аттрактор, к которому система спонтанно стремится на этапе приработки. Эта область ограничена аномальными состояниями, в которых достаточно высока вероятность отказа [3]. Внешняя нагрузка в трибологическом контакте воспринимается упругими силами связей между поверхностными атомами твёрдых тел. При относительном движении поверхностей возникает обменный процесс, когда существующие связи рвутся, а другие связи, в этот момент – образуются. Если энергия связей с атомами контртела превышает энергию внутренних связей, то атом переносится на другую поверхность. Таким образом, при трении происходит непрерывный перенос ионов между поверхностями, эти активные ионы вступают в химическую связь с атомами контртела и смазки. Происходит многоступенчатый синтез, в результате которого образуются конечные продукты физико-химических превращений: нитриды, окислы, сульфиды, фосфаты, коксы, металлорганические соли и комплексы в виде молекул, кластеров и наноразмерных частиц. Разрыв существующих и образование новых связей, тепловые колебания атомов вызывают флуктуации потенциала, трибологический контакт можно считать концентрированным проявлением случайного потенциального поля. В неравновесных условиях трибологического контакта возникают процессы самоорганизации, основную роль в этом играет эффект перемежаемости Я. Зельдовича, согласно которого во флуктуирующих случайным образом потенциальных

полях в случайных местах, в случайное время возникают пики потенциала. В условиях эволюционного процесса самым слабым пикам соответствуют резкие пики концентрации переносимого вещества [4]. Таким образом, на этапе приработки в трибологическом контакте возникают скопления частиц, которые становятся центрами; к ним присоединяются новые частицы и постепенно формируются структуры в виде отдельных участков, сеток, ячеек, клино- и волнообразных слоёв толщиной от нано- до микрометров. У каждой антифрикционной системы на плоскости скоростей и нагрузок существует область, в которой самообразующиеся трибологические структуры диссипативного типа обеспечивают существование устойчивых стационарных состояний. В каждой точке этой области на эволюционном этапе приработки трибологическая система самопроизвольно переходит из состояния, задаваемого технологией, в стационарное состояние, определяемое самим процессом. При этом интенсивность износа изменяется от начального до устойчивого стационарного уровня; основную роль в этом играют процессы самоорганизации, в результате которых в контакте образуются трибологические структуры диссипативного типа. Эти структуры являются результатом многоступенчатого синтеза, в котором участвуют вещества твёрдых тел и смазки, образующие трибологическую систему. Трибоструктуры задают уровень трибологических процессов в стационарных состояниях, устойчивость которых определяет конкуренция энергии и энтропии, на начальном этапе преобладает влияние свободной энергии [5].

Возникновение и спонтанный рост трибологической структуры должны сопровождаться уменьшением её свободной энергии, а любое изменение фазового состава должно быть спонтанным процессом, происходящим с производством энтропии, движущей силой является результирующее уменьшение свободной энергии Гиббса. Формирование диссипативных структур определяют термодинамический и кинетический факторы. Переносимые частицы имеют избыток энергии Гиббса, поэтому, они самопроизвольно объединяются в структуры, уменьшая $\Delta G = \sigma \cdot s$: путём адгезии с поверхностью, коалесценции – слияния, коагуляции. В неравновесных условиях трибологического контакта происходит конкуренция свободной энергии и энтропии. При малых объёмах трибоструктуры доминирует вклад свободной энерги; по мере роста её значение уменьшается и определяющим становится влияние энтропии. В результате устанавливается устойчивое стационарное состояние, при котором периодически рост трибоструктуры сменяется её уменьшением, при этом, некоторая часть её вещества уходит из системы в виде продуктов износа дисперностью 1–100 Нм, которые могут быть получены только с помощью метода синтеза, а не разрушением. Диссипативные структуры существуют в трибологическом контакте только в динамическом состоянии непосредственно в процессе трения, об их существовании свидетельствуют тончайшие аморфизированные слои на поверхностях трения, которые можно непосредственно наблюдать и исследовать по окончании процесса. К ним относятся известные слои Бэльби, структуры Гаркунова, полимерные, стеклообразные, окисные плёнки и др.

Одновременно с неоднородностью концентрации вещества, связанной с образованием трибоструктуры, возникает встречный диффузионный процесс. Этот процесс контролирует энтропийный потенциал, он заключается в выравнивании концентрации вещества по площади контакта, при этом происходит частичное обратимое разрушение структуры и вынос некоторого количества её вещества в виде продуктов износа. Достигнув стационарного уровня, трибологическая структура флуктуирует около постоянного среднего значения с постоянной дисперсией, максимальный объём трибологической структуры ограничен энтропией, а минимальный – свободной энергией. Когда объём трибоструктуры уменьшается, происходит непосредственное взаимодействие выступающих участков твёрдых тел, взаимоперенос ионов, образование конечных продуктов, пополнение вещества трибоструктуры и процесс повторяется. Опыт эксплуатации трибосопряжений свидетельствует о том, что область допустимых нагрузок минимальна в начальный момент, она расширяется в процессе приработки и достигает максимума в стационарном состоянии.

Для ускорения приработки её осуществляют при максимально допустимых нагрузках, эти нагрузки постепенно увеличивают в процессе приработки, то есть, чем дальше система от стационарного состояния, тем сильнее она стремится к этому состоянию. Используя линейное приближение уравнения переноса Больцмана, можно представить интенсивность износа $i(l)$ по пути в следующем виде:

$$\frac{di(l)}{dl} = -\frac{\left(i_0 - \langle i \rangle\right)}{L}.$$

Решение этого уравнения при $i(0) = i_0$ имеет вид

$$i(l) = \left(i_0 - \langle i \rangle\right)\exp\left(-\frac{I}{L}\right) + \langle i \rangle . \quad (1)$$

Решая (1) при $I(0) = 0$ получаем для интегрального процесса износа

$$I(l) = \left(i_9 - \langle i \rangle\right)\cdot L \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{L}\right)\right] + \langle i \rangle I , \quad (2)$$

где: i_9 и $\langle i \rangle$ – начальное и среднее стационарное значение интенсивности износа; L– путь релаксации приработки; $I(l)$ –износ; I – путь трения.

Экспоненты в правой части (1) и (2) описывают эволюционный этап приработки, функционал $I_0 = \left(i_0 - \langle i \rangle\right)\cdot L \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{L}\right)\right]$ определяет вклад приработки в износ; продолжительность приработки оценивает путь релаксации L. Средние значения интенсивности износа $\langle i \rangle$ и дисперсии σ^2 после приработки не зависят от времени, они зависят только от внутренних свойств трибосистемы. Графики функций (1) и (2) представлены на рис. 1.

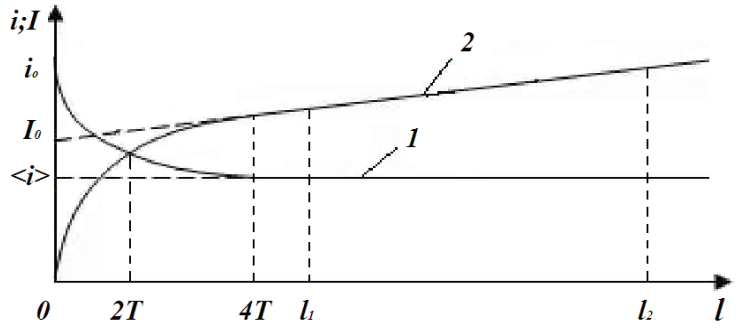


Рис 1 Зависимости интенсивности износа $i(l)$ (кривая *1*) и износа $I(l)$ (кривая *2*) от пути трения l: i_0 и $\langle i \rangle$ – начальное и среднее стационарное значение скорости износа; T – время релаксации приработки; $4T$ – окончание приработки

Граничные условия трибологической системы – двух контактирующих твёрдых тел и смазки – определяют скорость и нагрузка, которые в реальных узлах трения могут изменяться в зависимости от эксплуатационных режимов и случайных флуктуаций, вместе с состояниями изменяется также интенсивность износа. Поэтому, в качестве характеристики процесса износа рассматривается зависимость интенсивности износа стационарного процесса от скорости и нагрузки; оценивали продолжительность процесса приработки, а также износ на этапе приработки.

В результате эксперимента получены характеристики, которые описывают средние значения интенсивности стационарного износа азотированных покрытий на титановом сплаве ВТ6, а также покрытия, полученного после предварительной обработки титана лазером; характеристики получены в виде математических моделей: интенсивность износа азотированных титановых образцов (3) и интенсивность износа азотированных титановых образцов с предварительной ЛО (4). Проверка по критерию Кохрена показала адекватность характеристик экспериментальным данным.

$$i(\vec{x}) = 7{,}85 + 1{,}35x_1 + 3{,}1x_2 - 1{,}21x_1x_2 + 2{,}3x_2^2; \quad \sigma_i = 1{,}3 \quad (3)$$

$$i(\vec{x}) = 4{,}6 + 1{,}8x_1 + 1{,}3x_2 - 1{,}7x_1x_2 - 1{,}1x_1^2 + 1{,}5x_2^2; \quad \sigma_i = 1{,}2 , \quad (4)$$

где: x_1 – нормированная скорость скольжения; x_2 – нормированная нагрузка; σ_i – среднеквадратичное отклонение.

В геометрической форме эти характеристики представлены в виде диаграмм (рис. 2).

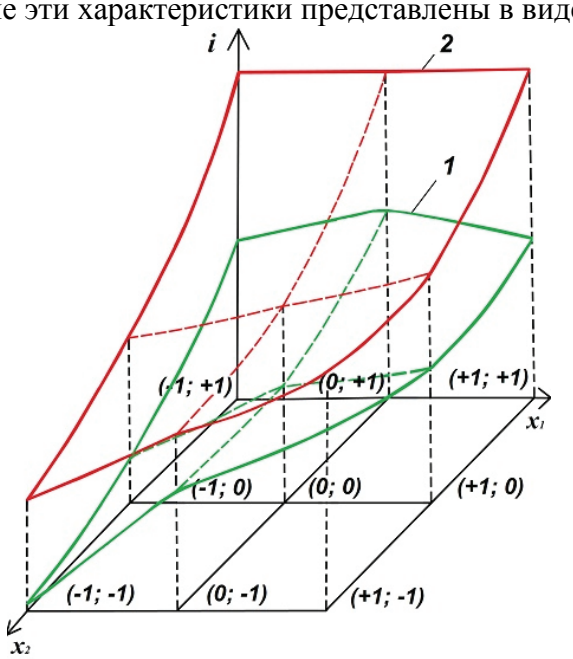


Рис. 2. Поверхности отклика:
1 – азотированное покрытие на ВТ6 с предварительной ЛО; *2* – азотированное покрытие на ВТ6; $i(x)$ – интенсивность износа; x_1 – скорость скольжения ; x_2 – нагрузка

Износ покрытий приработки отличается незначительно: $I_9 = 32$ мкм износ азотированного покрытия; $I_0 = 27$ мкм – покрытия с предварительной ЛО. Интенсивность стационарного износа предварительно обработанного лазером азотированного покрытия в 1,5–2 раза меньше, чем у покрытия без обработки. Уровень интенсивности износа в стационарном состоянии определяют свойства трибологических структур, которые формируются в неравновесных условиях трибологического контакта из ионов элементов твёрдых тел и продуктов механодеструкции молекул смазки.

Сплав ВТ6 (содержит: 86,485-91,2 % Ti (основа); 3,5-6,8 % Al; 3,5-5,3 % V; до 0,3 % Zr; до 0,3 % Fe; до 0,15 % Si; до 0,1 % C; до 0,05 % N; до 0,015 % H_2; до 0,2 % O_2; 0,3 % прочих примесей) имеет α+β структуру мартенситного типа; трение осуществлялось по контртелу из стали ШХ15 (0,17-0,37 % Si; 0,25 % Cu; 0,20-0,40 % Mn; 0,30 % Ni; 0,027 % P; 1,30-1,65 % Cr; 0,020 % S), термообработанной на мартенсит.

Азотирование титанового сплава происходило в разрежённом азоте с примесью аргона, при этом образуется верхний тонкий нитридный слой глубиной 20 мкм, далее смесь нитридов и титан, затем твёрдый раствор азота в α-титане. Общая глубина слоя за 30 ч – 0,08 мм. Предварительная ЛО повышает скорость диффузии азота, увеличивая общую глубину азотированного слоя до 250 мкм. Свойства азотированных структур определяют нитриды – соединения азота, главным образом ковалентные, с более электроположительными элементами AlN, VN, TiN.

Молекулы, составляющие АМГ-10, имеют сложную структуру. «Винипол» ВБ-3 используется как вязкостная присадка, цепь макромолекулы «Винипола» подвержена деструкции. В процессе трения происходит деструкция молекул с образованием ионов водорода, радикалов, гидроксильных и полярных групп, которые взаимодействуют с аналогичными молекулами и переносимыми атомами металлов – происходит синтез молекул, кластеров, мицелл. Присутствие ионов водорода создает восстановительный эффект, поэтому не происходит окисление. Продукты синтеза – частицы от молекулярных до наноразмеров, обладая избытком свободной энергии Гиббса, взаимодействуют с поверхностями азотированного титанового сплава, стали ШХ15, а также между собой, образуют трибологическую структуру диссипативного типа. Она в значительной степени

предотвращает непосредственное взаимодействие твёрдых тел, а по окончании трения её вещество остаётся на поверхностях в виде аморфизированных наноразмерных плёнок. Состав плёнок очень сложен, он включает элементы твёрдых тел и смазки, они прочно связаны с поверхностью металлов, при воздействии твёрдым индентором они деформируются, но не продавливаются и не разрываются. Вблизи поверхности агрегаты молекул-мицеллы распадаются, образуя с ней химические, физические связи и квазикристаллические слои частиц даже без внешних воздействий. Поле металла может расщеплять мицеллы и присоединять их к поверхности, трение активизирует этот процесс, при этом молекулы смазки могут отрываться вместе с атомами металла за счёт температурных флуктуаций и возникающих связей. При увеличении нагрузки растёт модуль упругости трибологических структур, увеличивается количество связей и асимметрия распределения состояний в связях. Электронным исследованием поверхностей трения после испытаний установлено, что на поверхности ВТ6 имеются атомы меди и никеля, которые отсутствуют в составе титанового сплава, а на поверхности стали – атомы алюминия и ванадия, которые отсутствуют в ШХ15. Это означает, что трибологическую структуру формируют все элементы трибологической системы, при этом гидрожидкость АМГ-10 действует избирательно, электроотрицательные элементы растворяются в смазке, а электроположительные – образуют на твёрдых поверхностях вторичные плёнки.

Выводы. Исследовали процесс износа в трибологической системе: азотированный титановый сплав ВТ6 – гидрожидкость АМГ-10 – сталь ШХ15. Показано, что уровень износа определяют самообразующиеся на эволюционном этапе приработки трибологические структуры диссипативного типа. Воспользовавшись линейным приближением уравнения переноса Больцмана, установили экспоненциальный характер этапа приработки, на котором интенсивность износа уменьшается от начального до устойчивого стационарного уровня и затем флуктуирует около постоянного среднего с постоянной дисперсией. Жидкость АМГ-10 избирательно взаимодействует с элементами. Электроотрицательные элементы растворяются в смазке, электропоположительные – переносятся на контртело, взаимодействуют продуктами механодеструкции молекул смазки, активно участвуют в формировании трибоструктуры, уменьшающих уровень непосредственного взаимодействия твёрдых тел в контакте.

Предварительная ЛО титанового сплава активизирует процесс последующего азотирования, что позволяет уменьшать время азотирования, при увеличении толщины износостойкого азотированного слоя. Применение предварительной ЛО на реальных деталях позволяет увеличивать ресурс узлов трения и уменьшить производственные расходы при их изготовлении.

Список литературы

1. *Кіндрачук М. В.* Визначення параметрів дискретної структури покриттів триботехнічного призначення / М. В. Кіндрачук, М. С. Яхья, А. О. Корнієнко, В. М. Кіндрачук, Н. В. Іщук // Проблеми тертя та зношування: Наук.-техн. зб. – К.: Вид-во НАУ «НАУ-друк», 2008. – Вип. 50. – С. 5 – 15.
2. *Киндрачук М. В.* Влияние предварительной лазерной обработки на процесс азотирования титанового сплава ВТ6 / М. В. Киндрачук, А Л. Шевченко, В. А. Костин, В. И. Вовк, И. А. Слепухина // Проблеми тертя та зношування: Наук.-техн. зб. – К.: Видавництво НАУ «НАУ-друк», 2010. – Вип. 52. – С. 140 – 151.
3. *Кульгавый Э.А.* Самоорганизация в трибопроцессах / Эдуард Арсентьевич Кульгавый // Проблемы трибологии. Вып. №3. – 2002. – С. 63 – 67.
4. *Зельдович Я. Б.* Перемежаемость в случайных середах / Зельдович Я. Б. // УФН. – Т. 152, вып. 1. – 1987. – С. 33 – 41.
5. *Кульгавый Э. А.* Трибосистемы в случайных средах / Эдуард Арсентьевич Кульгавый // Проблемы трибологии. Вып. №3. – 2004. – С. 8 – 12.

УДК 621.791

С.В. Федорчук, асист.
(*Национальный авиационный университет, Украина*)

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ИЗНОСОСТОЙКОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ ЖЕЛЕЗА

В работе проведены исследования структурных и триботехнических свойств разработанного износостойкого сплава на основе железа для работы при повышенных температурах методами оптической и растровой электронной микроскопии, рентгеновского фазового методов анализа

Введение и состояние проблемы. Одним из перспективных методов поверхностного упрочнения, деталей узлов трения покрытий, является нанесение композиционных электролитических покрытий (КЭП) [1]. Однако существующие сегодня КЭП не удовлетворяют возросшие требования к ним при эксплуатации соответствующих узлов трения механизмов в условиях динамических нагрузок, активного воздействия коррозионных сред и особенно температур. Одним из эффективных путей получения материалов с высокой жаропрочностью и износостойкостью является создание композиций на металлической основе, упрочненной тугоплавкими борида и карбидами с использованием эвтектической реакции между ними, поскольку высокая жаростойкость и жаропрочность определяется их структурно-фазовым составом. В работе [2, 3] показано, что такие фазы проникновения, как TiB_2, CrB_2 и VC, характеризуются химической совместимостью, упрочняющая связь находятся в устойчивом равновесии при повышенных температурах (до 0,9 $T_{пл}$) с металлической основой, близкой по составу к стали 12Х18Н9Т. Такие сплавы способны работать в нагруженных узлах трения при одновременном воздействии химически активной среды, высоких температур и отсутствии смазки. Однако эксплуатация покрытий в условиях высоких температурах 900–1200 К снижает работоспособность, что обусловлено окислением. Поэтому очень важно при создании КЭП выбор наполнителя, свойства которого должны определять свойства композиции в целом.

Цель работы – заключается в исследовании специально разработанного износостойкого сплава на основе железа, который содержит: железо, хром, никель, титан и бор, взятый в соотношении компонентов, в масс %: B (6,1–8 , 2); Cr (20,4–27,1); Ni (10,1–20,2); Ti (12,7–16,4); Fe (остальное) [4].

Результаты исследований. Структурные исследования проводились методами оптической и растровой электронной микроскопии, рентгеновского фазового, микродюрометрического методов анализа. Необходимо отметить, что изучаемая система представляет собой довольно сложный объект (пятикомпонентной системе Fe−Cr−Ni−Ti−B). Однако, структурные исследования несколько облегчаются тем, что в равновесии находятся практически две фазы: металлическая − твердый раствор на основе стали 12Х18Н9Т и боридная (небольшое количество высокодисперсных выделений карбида хрома, присутствующих как неизбежная технологическая примесь, структурно не обнаруживаются).

Эвтектические сплавы характеризуются высоким уровнем стабильности структуры [3]. Их долговечность определяется температурным порогом устойчивости структур, малой избыточной энергией межфазных границ, связанной со спецификой кристаллизации сплавов. Особенной высокотемпературной стабильностью отличаются эвтектические сплавы металлов с фазами внедрения, что определяет сохранение механических свойств таких сплавов до температур 0,8−0,85 $T_{пл}$ [2].

На рис. 1. показана топография поверхности трения разработанного сплава, полученная в идентичных условиях: скорость скольжения v = 0,1 м/с, удельная нагрузка $P_{уд}$ = 3,0 МПа, температура t = 20 °С, контртело – одноименная пара. Хорошо видны окисные пленки и разрушение сплава вследствие образования углублений с рваными краями. Ни на одном из исследуемых образцов не наблюдается хрупкого разрушения с образованием трещин. При трении разработанного сплава, по-видимому, сочетаются процессы оптимального окисления

с разрушением, так как поверхность наименее дефектна.

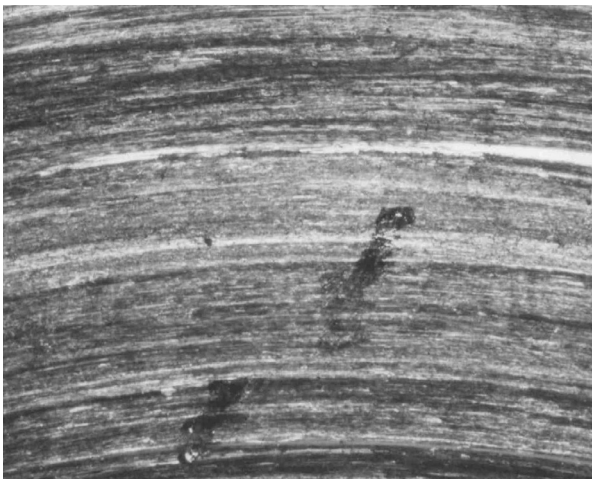
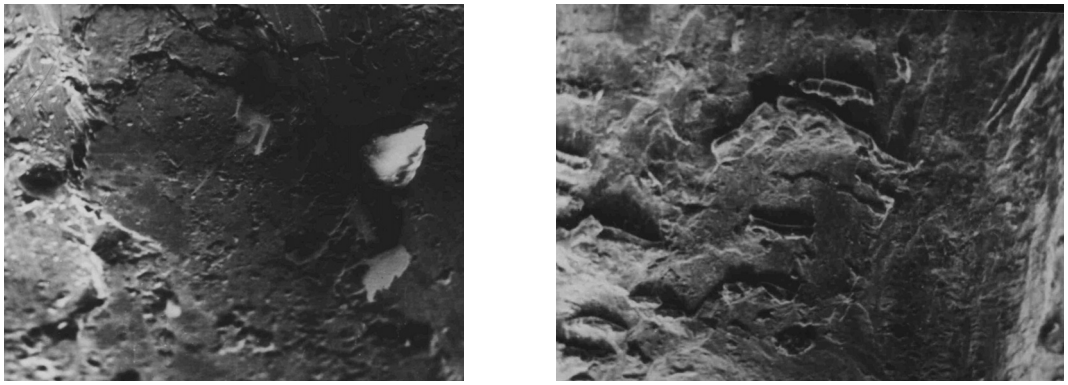


Рис. 1. Поверхность трения разработанного сплава: условия испытания:
v = 0,1 м/с, $P_{уд}$ = 3,0 МПа, t = 20 °С, контртело одноименная поверхность

На рис. 2, *а* хорошо видно образование вторичных структур. На поверхности трения разработанного сплава в отдельных местах наблюдаются четко различимые, периодически повторяющиеся наслоения материала, характерные для усталостного разрушения (рис. 2, *б*). По-видимому, процесс однонаправленного трения скольжения приводит к усталостному разрушению участков поверхности. Интересно отметить, что направление образования таких наслоений перпендикулярно направлению трения.



а *б*

Рис. 2. Поверхность трения разработанного сплава: условия испытания:
v = 1 м/с, $P_{уд}$ = 1 МПа, t= 20 °С, контртело одноименная пара;
а – ×1500; *б* – ×4500

Сочетание нужных механических, химических свойств и структура изучаемого запатентованного сплава создает предпосылки высокой износостойкости, однако необходимо определить, в какой области параметров трения эти преимущества сплавов реализуются наиболее полно. Так, в качестве контртела наиболее имеет смысл выбрать материал, работающие в условиях износа в условиях повышенных (до 800 °С) температур, например однотипную пару. Так целесообразно на контртело нанести эвтектическое покрытие разработанного сплава. Такие пары трения представляют не только теоретический, но и практический интерес, поскольку изучаемый сплав сохраняет неизменными свойства до высоких температур. В процессе эксперимента определялись величина износа, коэффициент трения, максимальная температура на глубине 1 мм от поверхности контакта неподвижного образца, качество трущейся поверхности.

Рентгенофазовым анализом установлено, что на поверхностях трения образуются оксиды FeO, Fe_2O_3 и Fe_3O_4. В зависимости от свойств и структуры пленок различные оксиды

по-разному влияю на коэффициент трения. Так, Fe_3O_4, образующийся на поверхности трения, снижает коэффициент трения, в то время как Fe_2O_3 увеличивает его.

При температуре испытания 20 °С и скорости скольжения 0,1 м/с оксиды формируются в виде отдельных участков, в то время как при прости скольжения больше 0,5 м/с или температуре 500 °С пленка оксидов покрывает всю площадь контакта. Образующиеся сплошные тонкие поверхностные пленки приводят к увеличению суммарной износостойкости пары трения, уменьшению коэффициента трения и снижению степени фрикционного нагрева. Увеличение температуры, обусловленное возрастанием скорости скольжения приводит к образованию различных оксидов железа на поверхности трения. При скоростях скольжения 0,5−1,0 м/с происходит образование в основном оксида Fe_2O_3. При 1,7 м/с обнаружены оксиды Fe_2O_3, FeO и Fe_3O_4. При 3 м/с присутствует только Fe_3O_4. Известно, что закись железа FeO стабильна лишь при температурах выше 570 °С. Ниже этой температуры она может существовать только в метастабильном состоянии и при обычной температуре стремится распасться на железо и магнетит. По-видимому, при скорости скольжения 1,7 м/с локальная поверхностная температура повышается, согласно данным рис. 2, до 600 °С и при окончании эксперимента происходит быстрое охлаждение за счет теплоотвода массой образца, которое подавляет распад оксида FeO. В то время как при скорости скольжения 3 м/с весь образец прогревается, что не позволяет обеспечить его быстрого охлаждения и предупредить распад FeO на Fe_3O_4.

Необходимо отметить, что при трении эвтектических сплавов наблюдается образование расплавленных продуктов окисления (B_2O_3), которые играют роль смазки [5].

Таким образом, основную роль в обеспечении оптимальных условий трения играет самоорганизация вторичных структур структурно-химической трансформацией поверхности [6]. Существенную роль снижения износа сплавов при высоких температурах по мере возрастания содержания диборида играет не только состав, но и окисные пленки [7].

Для учета локального температурного воздействия был проведен эксперимент, в результате которого было установлено, что на глубине 0,4 мм от поверхности трения для эвтектического сплава в зависимости от скорости скольжения изменение температуры, равное разности между локальной (измеренной) и интегральной температурами, носит плавный нарастающий характер (рис. 3). При комнатной температуре прирост наиболее существенный и возрастает с увеличением скорости скольжения. При температуре 410 °С увеличение скорости скольжения свыше 1,7 м/с практически не изменяет температуру поверхности. Для интегральной температуры 800 °С такое «насыщение» наступает при 1 м/с. Таким образом, построенные зависимости дают возможность внести корректировку по температуре в интересующей нас области трения и подтверждают правомерность выбора диапазона изменения скоростей скольжения − 0,1−1 м/с.

В процессе окисления поверхности трения сплава на воздухе в условиях повышенных температур наибольший интерес представляет кинетика образования окисных пленок, особенно за время, соизмеримое со временем проведения экспериментов по износу (рис.4).

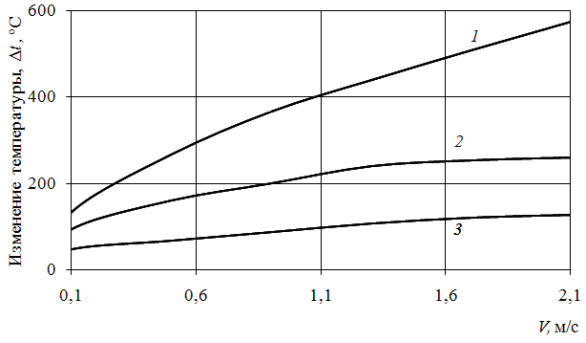


Рис. 3. Зависимость изменения температуры приповерхностного слоя заработанного сплава от скорости

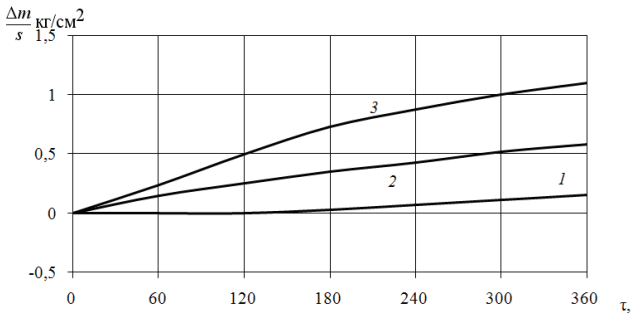


Рис. 4. Кинетические кривые окисления запатентованного сплава на воздухе, при температуре: *1* – 500 °С; *2* – 700 °С; *3* – 900

скольжения при трении по одноименному покрытию с $P_{уд}$ =1 МПа и t опыта: *1* – 20 °С; *2* – 410 °С; *3* – 800 °С

°С

Как видно из рис. 4. при температуре 500 °С в течение 120 мин не происходит заметного окисления сплавов на воздухе (кривая *1*). Положительный привес (образование окисных пленок) наблюдается лишь при температурах 700 °С и 900 °С. Причем в обоих случаях закон окисления носит линейный характер в выбранном интервале. Это указывает на то, что образующиеся окисные пленки при высоких температурах легко отделяются от основного сплава и открывается вновь не окисленная поверхность. Таким образом, образовавшееся пленки не тормозят процесса диффузии кислорода в глубь металла в течение выбранного времени. Из рис.4. можно сделать вывод, что образование окисных пленок меньшей толщины, позитивно влияет на износ.

Выводы

Проведенные исследования разработанного сплава на основе железа для работы при повышенных температурах показали, что структурно-фазовый состав оказывает значительное влияние на его эксплуатационные свойства. Так, разработанный состав сплава, обеспечивает формирование при трении на поверхности необходимых окисных пленок, за счет чего происходит самоорганизация вторичных структур и обеспечивается снижение износа как при комнатных, так и повышенных температурах

Список литературы

1. *Кіндрачук М.В., Лучка М.В., Корнієнко А.О.* Експеременталько-аналітичні дослідження триботехнічних характеристик покриттів матрично-наповненого типу // Проблеми трибології. – 2005, № 2. – С. 74–80.

2. *Шурин А.К., Киндрачук М.В., Панарин В.Е.* Износостойкость нержавеющих эвтектических сплавов с фазами внедрения. –К.:Техніка, –1981. –№19. –С. 17–28.

3. *Кіндрачук М.В.* Вплив структури евтектичних плазмових покриттів на їхні триботехнічні властивості в широкому діапазоні температур // Фізико-хімічна механіка матеріалів. –№ 4. –С. 66–71.

4. Пат. 27849 Україна, МПК С23С 8/02. Зносостійкий сплав / В. Є. Панарін, М. В. Кіндрачук, Джамаль Ібрагим Мансур, С. В. Федорчук, В. В. Погоріла. Заявл. 21.08.07; Опубл. 12.11.07. Бюл. №11. 2007.

5. *Лабунец В.Ф.* Износостойкие борибные покрытия/ В.Ф.Лабунец, Л.Г.Ворошкин, М.В.Киндрачук. – К.: Техніка, 1989. –159 с.

6. *Костецкий Б.И.* Структурно-энергетическая приспосабливаемость материалов при трении / Б.И.Костецкий // Трение и износ. –1985. 6, №2. –С.210–217.

7. *Новый эвтектический* наплавочный сплав / А.К. Шурин, В.Е. Панарин, В.М. Киндрачук и др. // Теоретические и технологические основы наплавки. Наплавленный металл. –К.: Наук. думка, 1977. –С.162–165.

УДК: 621.891

О.С. Супрунович, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

МАГНІЄВІ СПЛАВИ ТА ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ - СЬОГОДЕННЯ, ПРОБЛЕМИ, ПЕРСПЕКТИВИ

В статті аналізується стан магнієвої промисловості в світі, галузі та обсяги застосування сплавів на основі магнію. Відзначаються значні темпи зростання обсягів світового ринку магнієвих сплавів та суттєве розширення галузей їхнього застосування. Наголошується на існування ряду проблем, що стримують більш широке застосування магнієвих сплавів в таких передових галузях промисловості як авіа- та ракетобудування, автомобільна промисловість та ін.

Магній належить до металів, промислове використання і виробництво якого почало розвиватися близько ста років тому. Основними його перевагами є порівняно низька густина (1,74 грама/см куб.), задовільна стійкість в повітрі і деяких іншій середовищах, висока активність як відновник в хімічних процесах, а також хороша здатність сплавлятися з іншими металами [1].

Чистий металевий магній використовується в основному як легуюча добавка в сплавах на основі алюмінію, титану і деяких інших металів. У чорній металургії магній досить широко застосовується для глибокої десульфації чавуну і сталі, а також для поліпшення властивостей чавуну шляхом сфероїдизації графіту. Крім того, магній є незамінним відновником, насамперед у виробництві титанової губки.

Впродовж 60-80-х років минулого століття світове виробництво і споживання магнію росло в середньому близько 3 % у рік. До середини 90-х років випуск цього металу досяг 250 тис. т, а потім різко прискорився - до 400 тис. т в 2000 році, головним чином через зростання споживання сплавів в автопромисловості [2]. У основі стрибка лежить динамічний розвиток магнієвої галузі в Китаї, на долю якого в даний час доводиться близько 45 % світового випуску магнію. КНР використовує місцеву сировину - доломіт з високим, 33-36 %-им вмістом Mg, а також вельми дешевий «піджен-процес» з мінімальними витратами на екологію, що різко підвищує цінову конкурентоспроможність. Китайські постачання дешевого і не дуже якісного магнію дестабілізували світовий ринок і привели до закриття великих магнієвих підприємств в Західній Європі, США і Канаді.

В СРСР свого часу була створена досить потужна магнієва промисловість з повним циклом виробництва і обробки. У Росії, на Україні і в Казахстані побудовані гірничорудні комбінати і заводи по виробництву первинного магнію, магнієвих лігатур і сплавів різного призначення. Було розроблено широкий спектр оригінальних промислових сплавів із зниженою щільністю, що містять літій, ряд ливарних і таких, що деформуються сплавів, що містять рідкоземельні метали з підвищеною міцністю і жароміцністю, спеціальні сплави для джерел струму і ін. Освоєний комплекс нових високоефективних промислових технологій виробництва сплавів. Запропоновано також декілька нових дешевих сплавів для лиття під тиском і деформованих сплавів, які можуть бути використані в автомобільній промисловості і інших областях, де висока питома міцність магнію повинна поєднуватися з хорошими технологічними характеристиками і зниженою вартістю. Продукція радянської промисловості практично повністю використовувалася для внутрішнього споживання.

Тепер в Росії залишилися два заводи по виробництву первинного магнію, що випускають в даний час менше 40 тис. т первинного магнію в рік. Велика частка продукції експортується. Із-за різкого скорочення внутрішнього попиту потужності заводів завантажені не повністю. Перспективи розвитку магнієвого виробництва в Росії визначатимуться загальними темпами реструктуризації економіки і зростанням використання магнієвих сплавів, наприклад, в автопромисловості. На жаль, в даний час

споживання магнію в цій галузі помітно поступається зарубіжному рівню. Крім того, слід врахувати, що магнієве виробництво є найважливішою технологічною ланкою і необхідним компонентом титано-магниевого комплексу.

На Україні магнієва промисловість представлена переважно титано-магнієвою. Україна є значним виробником титану на світовому ринку. Вона посідає 8 місце в світі за запасами ільменіту, мінералу, з якого видобувають титан. Це становить 20% усіх світових запасів. Станом на 2004 рік запаси українського ільменіту складають 5,9 мільйонів тон. Окрім того, лише Україна, Китай і США мають повний цикл виробництва титанового прокату, для виробництва якого застосовується магній.

Сектор 'Магній і вироби з магнію, включаючи відходи та брухт' в цілому є імпортозалежним. Така ситуація зберігається зокрема на протязі останніх років. Експорт продукції з магнію та його асортиментного ряду з України в 4 кв. 2010 р. складав суму дещо більше ніж 83 тис. доларів США (USD), що на 111% більше у порівнянні з попереднім кварталом. Зростання кількості головних експортерів свідчить, що вітчизняна продукція користується попитом на зовнішньому ринку.

Однак імпорт продукції асортиментного ряду магнію в Україну в 4 кв. 2010 р. складав суму понад 2 млн. 600 тис. доларів США (USD), що на 45% більше у порівнянні з попереднім кварталом. Сектор демонструє зростання споживання на внутрішньому ринку [3].

У структурі споживання магнію в різних галузях економіки в останні 15-20 років можна відзначити збільшення майже в 3 рази частки лиття під тиском, що в основному пов'язане з активним використанням магнієвих сплавів в автомобілебудуванні – 80 - 85 %. За даними ведучих американських компаній General Motors і Chrysler, за 1997-2002 роки споживання магнію в машинах цих фірм зросло відповідно в 2,4 і 1,4 разу. Хоча використання магнієвих сплавів в конструкціях автомобілів прогнозувалося ще в 70-х роках, їх масове застосування почалося в другій половині 90-х, після металознавчих досліджень і технологічних розробок, необхідних для забезпечення промислового виробництва. Крім того, в результаті конкуренції помітно підвищилися вимоги до зниження маси автомобіля і пов'язаної з цим витрати палива.

Магнієві сплави широко використовуються в сучасній техніці, насамперед, завдяки низькій щільності, що дозволяє істотно понизити вагу виробів і конструкцій. Наприклад, розроблені останніми роками промислові магнієві сплави, що містять літій, мають щільність 1,35-1,6 грама/см куб. при достатньо високих властивостях міцності і хорошому модулі пружності. Крім того, сплави магнію хімічно стійкі в лугах, мінеральних маслах, фторовмісному газовому середовищі. Із-за високого електричного потенціалу ці сплави використовуються як протектори при електрохімічному захисті сталевих конструкцій від корозії в морській воді і підземних спорудах.

Попередні дослідження показали, що магнієві сплави володіють підвищеною здатністю акумулювати водень, який розглядається як можлива альтернатива вуглеводневій сировині в майбутньому, і тому є вельми перспективними матеріалами для його накопичення і зберігання в спеціальних пристроях. До особливих фізичних властивостей магнієвих сплавів відноситься їх здатність ефективно поглинати пружні коливання (демпфуюча здатність), що забезпечує велику стійкість при ударних навантаженнях і знижує чутливість до виникнення резонансних явищ. Магній має порівняно низький коефіцієнт поглинання теплових нейтронів, що у поєднанні з хорошою теплопровідністю і слабкою взаємодією з ядерним паливом обумовлює його застосування як оболонки тепловиділяючих елементів ядерних реакторів. У порівняно невеликому об'ємі магнієві сплави останніми роками знайшли також застосування в різних радіотехнічних системах для виготовлення звукопроводів ультразвукових ліній затримки електричних сигналів. Магній має хорошу сировинну базу. Основними мінералами, що містять цей метал, є карналіт, бішофіт, доломіт, магнезит, серпентин, брусит.

До унікальних родовищ магнію відносяться Велике Солоне озеро в США і Мертве море в Ізраїлі. І, нарешті, практично невичерпним джерелом для промислового виробництва магнію є морська вода. Як промислові технології отримання магнію в даний час використовуються електроліз і термічне відновлення. Обидва способи досить енергоємні. Отримання сплавів і їх обробка включає плавку, лиття, процеси деформації і термічної обробки з отриманням різних напівфабрикатів - злитків, плит, листів, поковок, профілів і так далі. Оскільки магній схильний до загоряння в розплавленому стані, його плавку зазвичай ведуть під флюсом або в захисній атмосфері. Для транспортування розплавленого магнію до розливних пристроїв останніми роками застосовують спеціальні магніто-гідродинамічні насоси для виключення контакту розплаву з повітрям. У виробництві виробів з магнієвих сплавів найбільший розвиток знайшов спосіб лиття під тиском в металеві прес-форми. Ця технологія дозволяє отримувати тонкостінні вироби складної форми, що виключає їх подальшу трудомістку обробку. Крім того, забезпечуються порівняно високі продуктивність і економічні показники. У промисловості використовуються високоефективні агрегати, в яких ємність з розплавом з'єднується з камерою подачі металу в прес-форму. При цьому робочі операції проводяться в захисній атмосфері.

Не дивлячись на очевидні техніко-економічні і ресурсні переваги, магнієві сплави по масштабах промислового застосування істотно поступаються алюмінієвим, основним конкурентам в класі найважливіших легких конструкційних матеріалів. Головна причина - вища, за інших рівних умов приблизно в 1,5 рази вартість магнію в порівнянні з алюмінієм. Це співвідношення зазвичай зростає із-за впливу кон'юнктурних чинників ринку: останніми роками - від 2,3 до 3,1. Окрім цього, в рудних мінералах магнію зазвичай міститься хлор, видалення якого, а також заходи екологічного захисту підвищують собівартість магнію.

Серед деталей з магнієвих сплавів, вживаних в сучасних легкових машинах, можна назвати диски коліс, картери двигуна і коробки передач, корпуси масляних насосів, рульове колесо, деталі сидінь, кронштейни, стійкі. Загальна вага магнієвих виробів може досягати 100 кг на машину, що, по деяких оцінках, еквівалентні приблизно 450 кг сталі. Важливою сферою використання магнієвих сплавів є ті області сучасної техніки, де вирішальну роль грає показник вагової ефективності матеріалів, тобто зниження маси конструкцій при збереженні характеристик міцності. Це, як правило, авіакосмічна техніка і інші літальні апарати, де підвищена вартість магнієвих сплавів в порівнянні з алюмінієвими сплавами і сталями не грає істотної ролі, оскільки виправдовується виграшем в швидкості, дальності, вантажопідйомності і безпеці. Визначаючими тут є достатньо високі властивості міцності при малій щільності. Застосування магнієвих сплавів в цих цілях опинялося виправданим і тоді, коли в їх склад вводилися дорогі легуючі елементи, що ефективно покращувало властивості, особливо міцність при підвищених температурах.

Основні промислові магнієві сплави трьох систем - Mg-Mn, Mg-Al-Mn і Mg-Al-Mn-Zn - не містять метали, які істотно підвищують їх вартість [4]. Ці сплави були розроблені ще перед Другою світовою війною. Розвиток реактивної авіації і ракетної техніки зажадав міцніших, зокрема здібних до роботи при підвищених температурах. В результаті були розроблені сплави, що містять цирконій, церій, неодим, торій, ітрій, літій і срібло. Застосування сплавів з дорогими легуючими елементами в конструкціях такого масового виробу, як автомобіль, не могло бути виправдано з економічної точки зору. Крім того, ці сплави не володіли достатньо хорошими фізичними властивостями для лиття під тиском.

Головна вимога тут - висока рідкотекучесть розплаву, а також стійкість до утворення тріщин при литті. Другим важливим моментом є підвищений опір повзучості при 130-150 °С. Це вимога до жароміцності порівняно помірна, оскільки кращі сучасні магнієві сплави для роботи при підвищених температурах тривало можуть використовуватися до 300 °С. Сплави, використовувані для лиття під тиском, не містять дорогих і дефіцитних легуючих елементів. Сплави систем Ms-Al-Mn і Ms-Al-Zn-Mn (AZ91D, Ам60 в США і Мл5 в Росії) - це розроблені для лиття в землю або кокіль, виявилися підходящими для лиття під тиском. Останні - спеціально створені для такого лиття композиції відповідно до вироблених для них вимог з

урахуванням широкого застосування. З них сплави системи Mg-Al-Si-Mn - As41a і As21a - з підвищеною жароміцністю [5]. Застосування магнієвих сплавів в автомобільній промисловості є порівняно новим напрямом, з новими вимогами до них, як конструкційних матеріалів. У перспективі цей напрям розширюватиметься.

В даний час проводяться масштабні науково-дослідні роботи [6], в результаті яких створюються наукові основи для ширшого використання магнієвих сплавів не лише у вигляді лиття під тиском, але і у вигляді деформованих напівфабрикатів - плит, листів, довгомірних пресованих виробів і поковок як в автомобільній промисловості, так і в інших областях техніки, де низька щільність магнієвих сплавів виявиться виправданою з економічної точки зору. Можна припускати, що магнієві сплави почнуть використовуватися в мотоциклах, тракторах, текстильних машинах, спортивному інвентарі і інших виробах. Це не виключає досліджень, пов'язаних з розширенням застосування магнієвих сплавів в авіаційній техніці і інших областях традиційного використання. Перспективним є застосування магнієвих сплавів у вигляді лиття під тиском у виробництві складних за формою тонкостінних корпусів різних приладів електроніки, оптики, зв'язку і так далі [7].

Висновки

Сплави на основі магнію відносять до одних з найперспективніших для застосування в передових агрегатах та транспортних засобах. Однак світові тенденції розвитку ринку магнію, його сплавів та похідних, як і в інших галузях економіки знаходяться в певному занепаді. Це зумовлено, насамперед, світовою фінансовою кризою а також насиченістю ринку дешевим та низькоякісним магнієм китайського виробництва. Тим не менше, в Україні і в світі панує тенденція до збільшення обсягів споживання магнієвих сплавів в таких галузях промисловості як автомобілебудування та авіакосмічна галузь. Це пояснюється тим, що застосування досить дорогих легуючих компонентів здорожує процес виробництва та вартість самого сплаву, але це виправдовується виграшем у економічності та ефективності машин. Подальші роботи по розробці нових, більш технологічних та стійких до зовнішніх впливів сплавів значно розширять сферу їх застосування [8].

Список літератури

1. *Волкова Е.Ф.* Современные деформируемые сплавы и композиционные материалы на основе магния // Металловедение и термическая обработка металлов. – 2006.- №11. – С.5 – 9.
2. *Коэдзима Йо*. Магниевые сплавы сейчас и в будущем // Metals and Technologies. – 2001. - №1. – С. 40-42.
3. *Стасовський Ю.* Економічні аспекти споживання і виробництва металів в Україні//Економіка України.–1999-№10– С.50.
4. *Bohlen J., Letzig D., Kainer K.U., Vet P.J.* “Hydrostatic extrusion process for the efficient production of magnesium structural components: The MAGNEXTRUSCO project // 12th Magnesium Automotive and End User Seminar, September 2004. Aalen, Germany.
5. *Авиационные материалы*. Избранные труды 1932 – 2007 г. Юбилейный научно-технический сборник, ред. Каблова Е.Н. – М.: ВИАМ. – 2007. – 354с.
6. *В.Ф. Лабунець, О.С. Супрунович, В.А. Тит*. Износостойкость магниевых сплавов в условиях абразивного изнашивания / Проблеми тертя та зношування: Науково-технічний збірник – К.: НАУ, 2008. – Вип. 50. – С. 95-101
7. *http://www.td-ogneupory.ru*
8. *http://www.apn-ua.com/exim/n1051*

УДК 662.758.2

О.М. Маковкін, к.т.н. (Хмельницький національний університет, Україна),
І.Б. Прунько, В.В. Негрич
(Івано-Франківський національний технічний університет нафти і газу, Україна),
Ю.І. Богатчук (Богородчанське виробниче управління підземного зберігання газу, Україна)

ВИПРОБУВАННЯ СТАЛЬНИХ ЗРАЗКІВ НА ЗНОС ПРИ ЇХ ВЗАЄМОДІЇ З АБРАЗИВНИМИ ЗЕРНАМИ, ПРУЖНОЗАКРІПЛЕНИМИ В ЕЛАСТИЧНОМУ КОНТРТІЛІ

Авторами запропонований спосіб випробування стальних зразків на знос, який дозволяє максимально коректно відтворювати процес взаємодії поверхонь стальних зразків з зернами абразиву, пружнозакріпленими в еластичному матеріалі, що має місце при роботі штоків нафтопромислових насосів.

Постановка проблеми

Об'єктом досліджень є пара тертя «шток – ущільнення» нафтогазопромислових насосів високого тиску. Опір абразивному зносу [1] обумовлюється певним комплексом механічних, фізичних і хімічних властивостей контактуючих поверхонь, особливо їх поверхневою твердістю. Тому боротьба з абразивним зношуванням ведеться, як правило, технологічними засобами. До таких засобів відносяться застосування спеціальних сталей, відповідних методів хімічної, термічної, хіміко-термічної та інших видів зміцнюючої обробки поверхонь тертя, а також спроби застосування зносостійких гальванічних та інших покриттів [2].

Труднощі полягають у виборі найбільш оптимального способу зміцнення однієї з поверхонь тертя, який би максимально відповідав умовам роботи заданих деталей, а саме штоків насосів високого тиску, які перекачують або нагнітають в нафтогазові пласти хімічноактивні і абразивнонаповнені речовини [2]. Вибір оптимального способу зміцнення поверхонь може бути здійснений після експресних досліджень абразивної зносостійкості поверхонь тертя зміцнених різними методами.

Аналіз конструкції і принципів роботи існуючих стендів

У науково-технічній інформації [2, 3] питання відтворення основного виду абразивного зношування і визначення відносної зносостійкості поверхонь штоків насосів високого тиску розглядається недостатньо.

Загальним недоліком стендів, які застосовуються для досліджень зношування пари шток-ущільнення є використання в них реальних ущільнень, знос яких тривалий, так як абразив в контакт пари тертя поступає випадково і нерівномірно по площі поверхні тертя.

Невирішені раніше частини поставленої проблеми

На нашу думку найбільш інтенсивне зношування поверхонь штоків нафтопромислових насосів високого тиску спричиняють абразивні частинки, які проникають під поверхню гумових ущільнень, укорінюються (фіксуються) в ній і виступають в ролі пружнозакріплених абразивних різців в процесі зворотньо-поступального переміщення штока [4, 5]. Відтворити дане явище, зберігши при цьому стабільність умов експресного досліду на вищезгаданих [2, 3] стендах неможливо. Необхідна розробка експериментального методу, який дозволив би досліджувати в лабораторних умовах зносостійкість поверхонь штоків при контакті їх з гумовим контрелементом, насиченим абразивом.

Зразки та установка для дослідження зносостійкості штоків і методика досліджень

Для дослідження зносостійкості поверхонь штоків насосу під ущільнення пропонується використовувати універсальну машину тертя моделі 2168 УМТ – 1 [6], яка дає можливість моделювати процеси зносу пари тертя «шток – ущільнення».

Вибрана схема випробовувань при зворотньо-поступальному русі реалізується шляхом встановлення додаткового пристрою – камери, яка іде в комплектації машини (рис. 1).

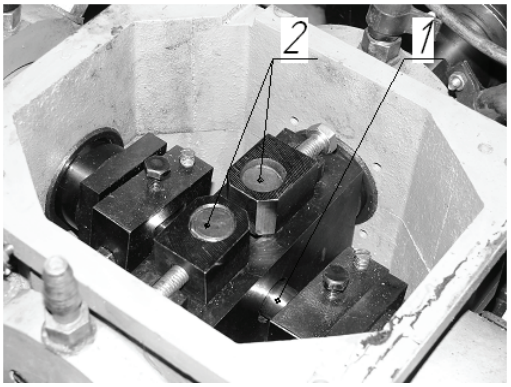


Рис. 1 – Камера для випробовування зразків при зворотньо-поступальному русі
1 – зразок стержень; 2 – зразки пальці

Досліджувана пара тертя «стержень-палець» має свої конструктивні конструкційні особливості [7]. Ескізи досліджуваних зразків подані на рис. 2, а їх фотографії на рис. 3.

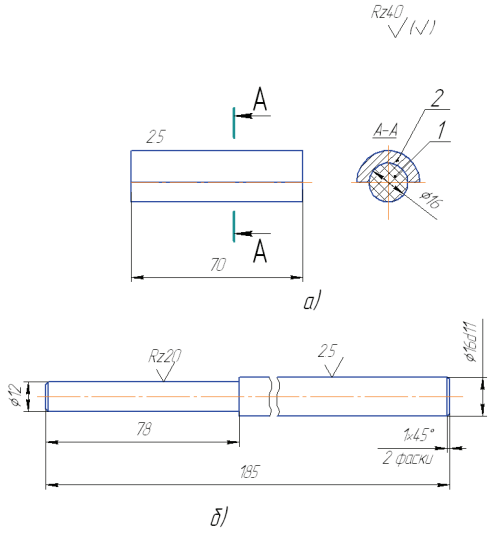


Рис. 2 – Ескізи зразків для випробовувань
а) – палець; б) – стержень

а) *б)*

Рис. 3 – Зразки для випробовувань
а) –зразок-стержень; б) – зразок-палець

Рухомий зразок – стержень (рис. 3 а) виготовляється із матеріалу сталь 40Х. Зразок палець (рис. 3 б) виготовлений з гуми ІРП – 1124. Оригінальним в цьому зразку є те, що в процесі виготовлення до невулканізованої (сирої) гуми додається сипучий абразивний матеріал – кварцовий пісок, фракції не більше 0,6 мм. Все ретельно перемішується і тільки після цього з отриманої маси формується сам зразок, який піддається вулканізації. З метою рівномірного розподілу зусилля по всій довжині гумового зразка, а також його фіксації останній встановлюється в зразкотримач у вигляді

направляючої 2 (рис. 2 а) у формі урізаної втулки. Зразкотримач дозволяє періодично переміщувати гумовий зразок в осьовому напрямку і встановлювати контакт металевого зразка з незношеною ділянкою гумового пальця. Така система дозволить найбільш точно відтворити процес зношування поверхні штока насоса високого тиску при контакті його з гумовим ущільненням, у поверхню якого проникли зерна абразиву.

Результати випробувань

Одну частину еталонних зразків піддаємо триботехнічним випробовуванням у сирому стані, а другу частину попередньо піддаємо тій самій термообробці, якій піддаються заводські штоки тобто гартуванню струмами високої частоти. Здійснюємо також дослідження зносу зразків, оброблених методом електроіскрового легування. В якості зміцнюючи електродів використовуємо твердосплавні пластинки Т15К6 та ВК8. Математична обробка лінійної інтенсивності зносу нарощених зразків і еталонних зразків дозволяє порівняти інтенсивність зносу зразків поверхні яких зміцнені тим чи іншим способом.

Перед і після кожного циклу досліджень визначалася маса кожного зразка. Зважування проводилися на аналітичних вагах з точністю 0,001г.

У випадку коли площа тертя в процесі зношування залишається незмінною, на приклад, на ділянці стаціонарного зносу інтенсивність масового зносу доцільно визначати за формулою [8]:

$$I_m = \frac{\Delta M}{L_m},$$

де ΔM – зміна маси стертого тіла, г;

L_m – шлях тертя, м.

За результатами обробки експериментальних досліджень будуємо графік залежності інтенсивності зносу дослідних зразків від шляху тертя.

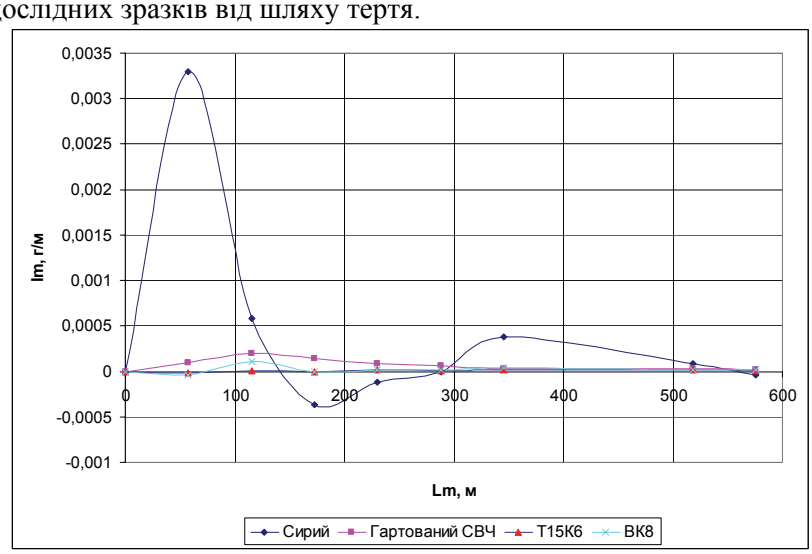


Рис. 4 – Залежність інтенсивності масового зносу від шляху тертя

Математична обробка лінійної інтенсивності зносу нарощених зразків і еталонного зразка дозволяє порівняти інтенсивність зносу зразків поверхні яких зміцнені тим чи іншим способом.

Висновки:

Картина зношування сирого зразка, виготовленого зі сталі 40Х при контакті з насиченим абразивом гумовим зразком нагадує процес зношування м'яких матеріалів в середовищі слабо закріпленого абразиву (метод Веллінгера-Уетца) [9]. Спочатку спостерігається різка інтенсивність зношування. Це пояснюється тим, що гумове контртіло припрацьовується із дослідним металічним зразком. Структура поверхні зразка є неоднорідною і нерівномірною, тобто поверхня має мікронерівності (шорсткість), яка характеризується виступами. Під час зворотно-поступального руху ці виступи стираються, відбувається притирка. Тому маса металу різко знижується. Подальше проведення досліду приводить до того, що маса металу зменшується більш поступово. Має місце також так званий «від'ємний знос» - зростання маси зразка в процесі тертя. Має місце явище насиченням поверхні металевого зразка абразивом (шаржування). Як показують наші досліди процес

шаржування і зношування постійно перебувають в стані нівелювання один одного. Як тільки відбувається знімання поверхневого шару і оголюються більш м'які не шаржовані шари матеріалу, відразу ж процес шаржування інтенсифікується.

Для гартованих зразків (рис. 4) картина зношування інакша. На початкових етапах досліджень ми також спостерігаємо більшу інтенсивність зношування. Це також пояснюється процесом притирання. Проте дана дільниця на графіку є незначна. «Від'ємний» знос відсутній. Це пояснюється високою поверхневою твердістю зразка. Тут відсутній процес шаржування поверхні абразивом, закріпленим в гумі. Зі збільшенням тривалості дослідів знос стабілізується. Як видно з графіка (рис. 4) він за своїм абсолютним значенням майже на порядок нижчий за аналогічний показник для сирого зразка.

Аналіз процесу зношування зразків, нарощених електроіскровим способом дозволяє зробити висновок, що на початковому етапі також має місце процес притирання. Проте інтенсивність зношування на цьому етапі як для зразків, нарощених Т15К6, так і для нарощених ВК8 є значно меншою, ніж для гартованих струмами високої частоти. Має місце також певний «від'ємний» знос. Його природа носить інший характер ніж для сирих зразків. Пояснюється це тим, що профіль поверхонь, оброблених ЕІЛ являють собою ряд лунок майже правильної форми, які перекривають одна одну [10]. Кількість останніх, в свою чергу, зв'язана жорсткою залежністю з параметрами обробки [11]. В процесі тертя проходить заповнення лунок продуктами зношування гуми і абразивом. В порівнянні з сирим зразком «від'ємний» знос має місце тільки на початковому етапі випробувань. За своїм абсолютним значенням він на порядки менший.

Порівнюючи інтенсивність зношування зразків нарощених ЕІЛ і гартованих зразків, можна зробити висновок, що вона значно нижча, особливо при малому шляху тертя.

Хоча отримані нами дослідні дані характеризуються певною неоднорідністю, вони дають нам можливість порівнювати зносостійкість зразків, підданих різним способам зміцнюючої обробки.

Список літератури

1 ДСТУ 2823-94 Зносостійкість виробів. Тертя, зношування та мащення. Терміни та визначення.

2 Тематические научно-технические обзоры «Повышение долговечности тарельчатых клапанов и уплотнительных узлов буровых насосов» Серия машины и оборудование нефтяной промышленности. ВНИИ ОЭНГ – М, 1973.-91 с.

3 Литвинов В.М., Пожарнов Г.М. Стенд-приставка для испытания износостойкости уплотнения штоков гидромашин. Авт. свид. № 209015. Бюлл. изобретений, 1968, №4, с. 114.

4 Мкртычан Я.С. Повышение эффективности эксплуатации нефтепромышленных насосов. – М.: Недра, 1984.-163 с.

5 Богатчук І.М., Прунько І.Б., Богатчук Ю.М. Вивчення зносу штоків гідравлічних насосів агрегатних установок нафтогазового технологічного транспорту // Проблеми трибології. – 2007. – №4(34). – С.67 – 75.

6 Машина для испытания материалов на трение 2168 УМТ. Паспорт Го2.779.026ПС. – Иваново: ПО «Точприбор»., 1990. – 177с.

7 Пат. на корисну модель № 34522 Україна, МПК (2006) G01N 3/56. Спосіб випробування матеріалів на знос / Я.М. Дрогомирецький, І.М. Богатчук, І.Б. Прунько, Ю.І. Богатчук. – u200804166; Заявлено 02.04.2008; Опубліковано 11.08.2008, Бюл. № 15. – 3 с.

8 Физические основы трения и износа машин: учебное пособие / [Под ред. Н.Б. Демкина]. – Калинин: И-во Калининского государственного университета, 1981 – 117 с.

9 Кащеев В.Н. Процессы в зоне фрикционного контакта металлов. – М: Машиностроение, 1978. – 213 с.

10 Назарец В.С. Влияние электроискровой обработки на эксплуатационные свойства валиков прокатных станов // Электронная обработка материаллов. – 1979. – № 1. – С. 88 – 90.

11 Ривкин Э.М. Износостойкость поверхности деталей после электроэрозионного термического упрочнения // В сб.: Электрофизические и электрохимические методы обработки. – М.: НИИмаш, 1978, №12. – С. 4 – 5.

УДК 621.791

Ю.Л. Хлевна, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИПРАЦЮВАННЯ В АНТИФРИКЦІЙНИХ СИСТЕМАХ

Розглянуто основні характеристики припрацювання в антифрикційних системах. Їх вплив на поверхню трибологічного контакту при формуванні трибологічних структур. Залежність фізико-механічних характеристик поверхні на еволюційному етапі припрацювання.

Одним із напрямів збільшення ресурсу вузлів тертя, застосовуваних у різних виробах автомобільної та авіаційної промисловості, є не тільки використання матеріалів з підвищеною зносостійкістю, але й оптимізація експлуатаційних режимів роботи трибосистем.

Зношування трибологічної системи в часі характеризується (рис.1) еволюційним етапом припрацювання (а), стаціонарним процесом (б) та етапом відмов.

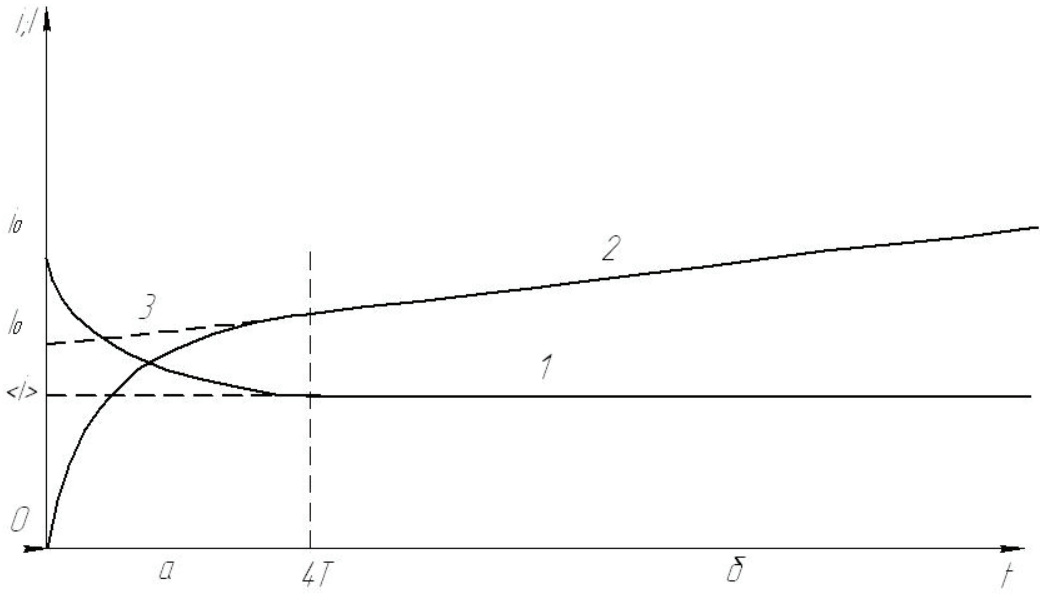


Рис. 1 Залежність інтенсивності зношування *i(l)* та зносу *I(l)* від шляху тертя *l*: $1.\, i(t) = (i_0 - i_\infty)\exp(-l/\vec{T}) + i_\infty$; 2. $I(t) = (i_0 - i_\infty)\vec{T}[1 - \exp(-l/\vec{T})] + i_\infty t$; 3. $I(t) = I_0 + i_\infty t$; $4\vec{T}$ - закінчення припрацювання;

Початкова якість поверхні, отримана при технологічній обробці деталей машин, має характеристики, як правило, відмінні від характеристик його робочого стану, який формується у процесі експлуатації. Тому на початку роботи машин виникають процеси трансформації і переходу від вихідного стану якості поверхні до робочого, або експлуатаційного, тобто відбуваються зміни геометрії та фізико-хіміко-механічних властивостей тонких поверхневих шарів. Перехід від вихідного стану до робочого називається припрацюванням, яке відбувається в період початкового зносу [1].

Велика кількість досліджень, присвячених даному питанню різних агрегатів, відчить про те, що ця технологічна операція відіграє важливу роль у підвищенні надійності та поліпшенні економічних показників в експлуатації. Період припрацювання деталей вимагає особливої уваги, оскільки саме в цей період внаслідок підвищених питомих тисків у сполученнях деталей, відсутності стабільності зазорів і цілісності змащувальної плівки можливе виникнення задирів, передчасного зносу та відмов поверхонь тертя.

На етапі припрацювання формуються трибологічні структури, потім процес флуктується в стаціонарному режимі з постійними середнім і дисперсією, надмірний ріст обмежений

ентропією, а нижній рівень - вільною енергією[1]. Формули для швидкості зносу $it = dI / dt$ та зносу $I(t)$, як функції часу t, має вигляд:

$$i_t(t) = (i_0 - < i_t >)\exp(-t/T) + < i_t > \quad (1)$$

$$I(1) = (i_0 - < i_t >)T[1\ i_t - \exp(-t/T)] + < i_t > t \quad (2)$$

Де i_0 та $<i_t>$ - початкове і середнє стаціонарне значення швидкості зносу: T - час релаксації припрацювання; $I(t)$ - знос. Замінивши у формулах (1) і (2) час t на шлях тертя l, отримаємо формулу для опису інтенсивності зносу $i1$ і зносу $I(1)$ по шляху тертя. На рис.1 функції (1) і (2) представлені в графічній формі.

Експоненти в лівій частині описують еволюційний процес припрацювання, при цьому тривалість припрацювання оцінює час релаксації T, а внесок припрацювання у знос – функціонал $I_0 = (i_0 - < i_t >)T[1\ i_t - exp(-t/T)]$. На еволюційному етапі припрацювання трибосистеми переходять зі стану, що задається технологією в стан, що визначається самим процесом. У формуванні потоків речовини основну роль відіграють процеси самоорганізації які утворюються в контакті трибо логічні структури дисипативного типу [1].

Процес припрацювання, в основі якого лежать складні механічні, фізичні та хімічні явища, багато в чому визначає загальну довговічність деталей. До кінця цього процесу основні параметри якості поверхні, наприклад шорсткість, мікротвердість, величина залишкових напружень, структура граничного шару металу та інші, взаємопов'язано набувають значення, що відповідають даним умовам зношування або експлуатації (ці умови визначаються матеріалом пар тертя, швидкістю, питомим тиском , якістю та способом підведення мастила і т. д.). Комплексно параметри якості поверхні в період нормального зносу самопідтримуються, тобто змінюючись, вони безперервно відтворюються в тих же значеннях. Такий стан спостерігається до початку третього етапу [3].

Понад 50 років тому дослідники, що займаються питаннями тертя і зношування, встановили, що в період припрацювання шорсткість поверхні тертя зазнає значних змін. Одним з основних умов завершення процесу припрацювання було прийнято вважати перехід вихідної технологічної шорсткості до експлуатаційної. Експериментальні дослідження [3,4,5] показали, що після закінчення припрацювання на поверхні тертя формується шорсткість, яка не залежить від початкової, отриманої при механічній обробці, а залежить тільки від умов зношування. Ця шорсткість є оптимальною для даної пари та умов тертя, забезпечує мінімальне зношування і може бути як меншою , так і більшою вихідної.

У період стаціонарного зношування рівноважна шорсткість відображається на подальшому процесі нормальної роботи пари тертя. Це дозволило деяким дослідникам зробити висновок, що технологія обробки поверхні тертя не впливає на її довговічність. Але цілком очевидно, що чим більша вихідна шорсткість поверхні тертя відрізняється від оптимальної, тим більше буде знос у період припрацювання, а отже і менша довговічність пари тертя. Це свідчить про те, що технологія обробки поверхні тертя значно впливає на її довговічність [6].

Поряд з шорсткістю в процесі припрацювання змінюються й інші параметри поверхні тертя: макровідхилення, хвилястість та фізико-механічні властивості. Тому шорсткість, що формується в процесі припрацювання в трибопарі тертя буде залежати від інших параметрів її якості. Величина макровідхилення при зношуванні буде постійно зменшуватися за рахунок зносу ділянок, що контактують. Хвилястість поверхні тертя в залежності від умов зношування і її вихідного значення в процесі припрацювання буде змінюватися аналогічно шорсткості. Малі хвилі при великих навантаженнях можуть викликати «плівкове голодування», схоплювання і виривання значних обсягів, тобто їх збільшення. До збільшення хвиль приводять вібрації у вузлах тертя. При великій вихідній хвилястості поверхні відбувається її вершинний знос і зменшення. Процес зміни макровідхилення, хвилястості, шорсткості і фізико-механічних властивостей поверхонь тертя в процесі припрацювання взаємопов'язаний. Зменшення макровідхилення і хвилястості призводитиме до збільшення номінальної і контурної площі контакту, числа контактуючих

мікронерівностей та поступового переходу контактних пластичних деформацій до пружних, тобто до зміни фізико-механічних властивостей поверхонь тертя. Таким чином, цілком очевидно, що значення формованої рівноважної шорсткості буде залежати від інших параметрів поверхні тертя, зокрема від макровідхилення, хвилястості та фізико-механічних властивостей [6].

Рівноважний стан поверхні тертя характеризується параметром C_x [3], значення якого можна розрахувати за формулою [7]:

$$C_x = \frac{RpWpHp^4}{Sm^6 k_1^{12}} \tag{3}$$

де $k_1 = \frac{H_\mu}{H_{\mu_0}}$ – величина зміцнення поверхневого шару.

В роботах [8,7] для комплексної оцінки якості поверхонь тертя запропонований аналогічний параметр, який включає крім геометричних характеристик мікропрофілю поверхні і ступеня наклепу поверхневого шару поверхневі залишкові напруги другого роду.

На процес припрацювання деталей значний вплив робить ступінчастість чи безперервність припрацювання, а також її стадії (холодна обкатка, гаряча обкатка на холостому ходу, під навантаженням, експлуатаційна обкатка). Якщо врахувати, що зазначені фактори можуть перебувати в найрізноманітніших поєднаннях, то зрозуміло, наскільки складними є дослідження процесів припрацювання трибологічного контакту.

Пластична реформація, що відбувається на етапі припрацювання супроводжується формуванням трибологічних структур та зміцненням – підвищенням зносостійкості поверхонь тертя. Ніякими видами технологічної та хіміко-термічної обробки не можна створити такий стан поверхонь тертя, яке забезпечується припрацюванням. [1]

В процесі припрацювання рівень максимально-допустимих навантажень на трибологічну систему збільшується від мінімального початкового стану, до максимального значення в стаціонарному стані. При цьому відбувається зменшення інтенсивності зносу від максимально початкового рівня до мінімального рівня в стаціонарному стані. [2] Відбувається збільшення площі прилягання і зменшення швидкості зносу поверхонь тертя. Вихідні макро- і мікрогеометрія визначають час припрацювання і початковий знос.

Проте, як зазначалось вище тривалість і якість припрацювання сполучених деталей залежать від вихідних значень чистоти робочих поверхонь і мікротвердості. Значення вихідних шорсткостей сполучених деталей перед обкаткою агрегатів повинні бути по можливості близькими до їх мікронерівностей після припрацювання. Наприклад, вихідна оптимальна шорсткість робочої поверхні спідниці поршня перед складанням двигуна повинна перебувати в межах Ra = 0,35 ... 0,75 мкм; компресійних поршневих кілець - Ra = 0,15 ... 0,45 мкм; циліндрів - Ra = 0,2 ... 0,3 мкм.

Порівняно до припрацювання виготовлених двигунів цей процес у ремонтному виробництві ускладнюється тим, що під час ремонту двигунів використовуються як нові деталі, так і відремонтовані (відновлені), і ті, що були в роботі, шорсткість поверхонь і геометричні форми яких дуже різні.

Загальноприйнятим при призначенні режимів обкатування агрегатів вважається поступове нарощування швидкостей та питомих навантажень на деталі.

Припрацювання поверхонь тертя протікає в мастильному середовищі при наявності масляної плівки між деталями. Мінімальна товщина t масляної плівки залежить від висоти мікронерівностей обох поверхонь, що труться h_T, діаметра абразивних частинок d, деформації деталей за рахунок силових і теплових впливів h_∂. В роботах [9] показаний взаємозв’язок між температурою роботи двигунів, подачею мастила та зношування. Час надходження мастила на гільзи і підшипники пропорційний часу їх нагріву. Відповідно, при швидшому надходженні мастила, під час запуску двигуна, зношування буде меншим. На товщину масляної плівки і на процес припрацювання впливає також якість змащення (в'язкість масла, його склад, маслянистість і т.д.), температура і тиск подачі масла.

Для поліпшення і прискорення процесу припрацювання двигунів рекомендується багато різних сортів масел у чистому вигляді і з різними присадками. Застосування малов'язких масел та їх сумішей прискорює процес припрацювання, температура поверхонь тертя при цьому знижується на 8...10 °С порівняно до обкатки із звичайним маслом. Проте такі масла погано захищають поверхні тертя від задирів, подряпин і схоплювання. Якщо для припрацювання використовуються масла, які застосовуються в експлуатації, і при цьому не утворюються задири, подряпини, якість поверхні виходить доброю, однак процес припрацювання протікає повільніше, ніж при використанні малов'язких масел і триває 50...60 год. (1000 км пробігу автомобілів) на обмежених навантаженнях й швидкісних режимах [9].

Для відремонтованих двигунів зазвичай використовують звичайні моторні мастила літніх консистенцій з додаванням до них 0,9... 1,1 % дрібнодисперсної і колоїдної сірки, яку готують у спеціальних варильних котлах з механічною або гідравлічною мішалкою. Час повного припрацювання двигунів при цьому зменшується до 1,5...3,0 год, а загальне спрацювання спряжень деталей – приблизно у півтора рази. Проте застосовувати сірку на заводах з проточноциркуляційною системою мащення не рекомендується.

Висновки

На еволюційному процесі припрацювання трибосистеми переходять зі стану, що задається технологією в стан, що визначається самим процесом.

У процесі припрацювання зазнають зміни як геометричні, так і фізико-механічні характеристики поверхні, шорсткість залежить від вихідної мікротвердості.

В процесі експлуатації відбувається взаємопов'язана зміна параметрів якості поверхневого шару деталей машин і тільки технологічне забезпечення оптимального значення комплексного параметра дозволяє значною мірою підвищити їх довговічність.

Список літератури

1. Зелинский В.В. Новое о механизмах приработки антифрикционных подшипниковых материалов/ Современные материалы и технологии – 2002. Сборник статей международной научно-технической конференции. – Пенза, 2002. С. 141-144

2. Кульгавый Э. А. Триботехнические характеристики и их применение // Проблемы трибологии. Вып.№3. – 2003. – С. 51-61.

3. Рыжов, Э.В. Технологические методы повышения износостойкости деталей машин / Э.В. Рыжов. – Киев : Наукова думка, 1984. – 272 с.

4. Комбалов, В.С. Влияние шероховатости твердых тел на трение и износ / В.С. Комбалов. – М. : Наука, 1974. – 112 с.

5. Крагельский, И.В. Основы расчетов на трение и износ / И.В. Крагельский, М.Н. Добычин, В.С. Комбалов. – М. : Машиностроение, 1977. – 526 с.

6. Суслов, А.Г. Качество поверхностного слоя деталей машин / А.Г. Суслов – М. : Машиностроение, 2000. – 320 с.

7. Суслов, А.Г. Научные основы технологии машиностроения : науч. моногр. / А.Г. Суслов, А.М. Дальский. – М. : Машиностроение, 2002. – 684 с.

8. Качество машин: справочник: в 2 т. / А.Г. Суслов, Э.Д. Браун, Н.А. Виткевич [и др.]. – М : Машиностроение, 1995. – Т. 1. – 256 с.

9. Кузьменко А.Г. Износ узлов трения двигателей при граничной смазке (обзор) / А.Г. Кузьменко, О.П. Бабак. // Проблеми трибології. №3 – 2007. – С. 61 – 93.

УДК 621. 822.1(045)

О. Л. Діденко, аспірант,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ТЕХНОЛОГІЧНІ МЕТОДИ ФОРМУВАННЯ ЗНОСОСТІЙКИХ ПОКРИТТІВ ВКЛАДИШІВ ПІДШИПНИКІВ КОВЗАННЯ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТІВ

Наведено короткий опис та проведено аналіз технологій відновлення геометричних розмірів вкладишів підшипників ковзання газоперекачувальних агрегатів методами ручного, відцентрового заливання та методом газополуменевого напилення. Установлено, що для підвищення якості заливання та зменшення вартості і часу ремонту вкладишів доцільно в ряді випадків використовувати метод газополуменевого напилення.

Вступ. Підшипники турбомашин призначенні для опор роторів. Опорні підшипники сприймають масу роторів і зусилля, що виникають унаслідок їх згинальних коливань. Упорні підшипники сприймають осьові зусилля, що виникають від газодинамічних сил на лопатковому апараті та від перепадів тиску на торцевих площинах роторів. Часто опорну й упорну частини об'єднують у вигляді єдиного опорно-упорного підшипника, що спрощує системи маслопостачання. Турбомашини газоперекачувальних агрегатів (ГПА) оснащені здебільшого підшипниками ковзання. Газогенератори, отримані конвертуванням з авіаційних і судових газотурбінних двигунів, мають підшипники кочення.

Бабіт як основний антифрикційний матеріал вкладишів підшипників ковзання ГПА. Для покривання вкладишів опорних підшипників і упорних колодок використовують переважно бабіти. Бабіти – сплави на основі олова та свинцю, вони є найдавнішими підшипниковими матеріалами. Ще в 1839 р. англієць М. Бабіт розробив сплав, що містить 82...84% Sn, 5...6% Cu і 11...12% Sb. Цей сплав поклав початок використанню м'яких білих антифрикційних сплавів у техніці, і тому всі наступні сплави на олов'яній і свинцевій основах почали називати бабітами. Бабіти мають низькі значення твердості (НВ 12...32) і температури плавлення (240...320 ºС). За антифрикційними властивостями вони перевершують усі інші сплави, але незначно поступаються їм щодо опірності втомі. У зв'язку з цим бабіти застосовують для тонкого покриття робочої поверхні опори ковзання. Найпоширенішими бабітами на олов'яній основі є Б-93, Б-88, Б-83. Усі вони мають гетерогенну структуру і являють собою механічну суміш твердого розчину на основі олова (м'яка основа) і твердого розчину на основі інтерметалідної сполуки SnSb (тверді вкраплення) рис.1.

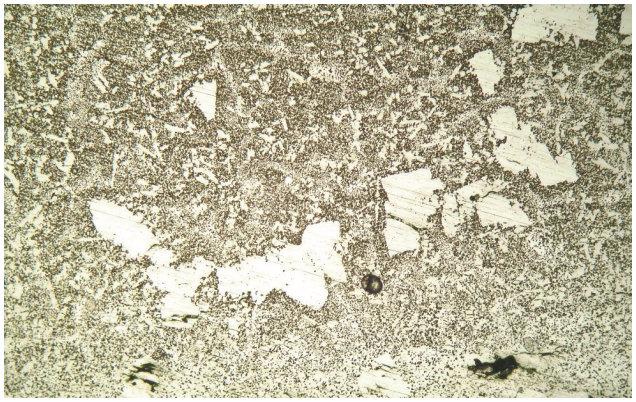


Рис.1. Мікроструктура бабіту, ×100

Висока зносостійкість цих сплавів зумовлена значною міцністю вторинних структур, що утворюються на поверхні сплаву. Опорні підшипники ГПА заливають олов'яним бабітом марки Б-88 або Б-83. Хоча бабіт і пластичний, але під впливом надмірних вібрацій ротора він може отримати тріщини і викришитися (втомне пошкодження). Із підвищенням температури

бабітового шару до 120 ºС він розм'якшується, його твердість помітно знижується, тому його робоча температура не перевершує 80 °С.

Відновлення геометричних розмірів вкладишів підшипників ковзання методом заливання. Якщо відбуваються відшарування бабіту, збільшення верхніх й бічних масляних зазорів, раковини й пористість на поверхні бабітового шару вкладиша, необхідно усунути дефекти та відновити геометрію вкладиша. Натепер такі вкладиші відправляють на перезаливання.

Ручне заливання. Відповідно до цього способу заливання підшипник або вкладиш установлюють у спеціальне пристосування. Пристосування для заливання рознімного вкладиша показано на рис. 2.

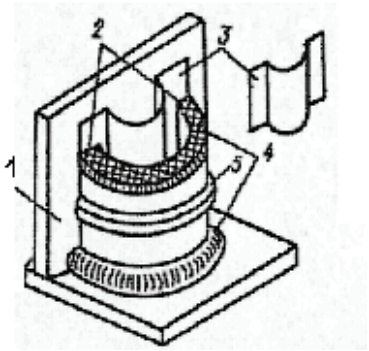


Рис.2 Пристосування для ручного заливання вкладишів

Це пристосування являє собою прямокутник *1,* зварений із двох планок листового заліза товщиною 8–10 мм. Вкладиш установлюють на косинець і притискають до нього хомутом або струбциною *5*. Усередині половинки вкладиша встановлюють оправку *3*, виготовлену з листового заліза товщиною 0,5–1мм. Між оправкою і вкладишем та між вкладишем і косинцем прокладається листова прокладка *2*. Торцеві поверхні вкладиша обмазують ізолювальною сумішшю *4*. Перед початком заливання вкладиш із пристосуванням нагрівається до температури 250–270 °С. Перегрівання вкладиша не допускається, оскільки при цьому окисняється полуда. Температуру розплавленого бабіту доводять до 390 – 420 °С (для бабіту Б83), після чого розплавлений бабіт добре перемішується.

Ручне заливання є трудомістким процесом. Якість заливання при цьому недостатньо висока, витрата бабіту велика. Тому доцільно застосовувати відцентровий спосіб заливання, за якого заощаджується до 50% бабіту, а продуктивність праці підвищується втроє за високої якості заливання.

Метод відцентрового заливання. Заливання здійснюється за допомогою нескладних пристосувань (рис. 3) з використанням токарних верстатів. На якість відцентрового заливання істотно впливає частота обертання підшипника, який заливається. З її збільшенням заливання ущільнюється, але погіршується однорідність структури внаслідок поділу (ліквації)

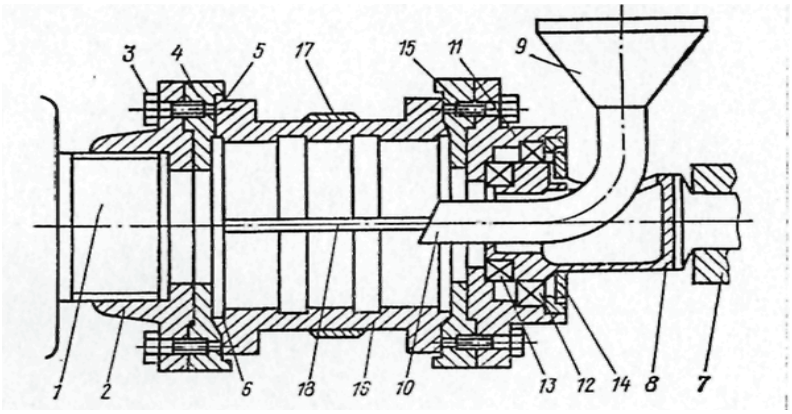


Рис. 3. Пристосування для відцентрового заливання вкладишів підшипників ковзання: *1* – шпиндель токарного верстату; *2* – передня план-шайба; *3* – болти; *4* – передній натискний диск; *5, 6* – виїмки в диску; *7* – задня бабка токарного верстату; *8* – шпиндель пристосування; *9* – воронка; *10* – носик воронки; *11* – задня план-шайба пристосування; *12, 13* – шарикопідшипники; *14* – затискна тарілка*; 15* – задній знімний диск; *16* – вкладиш; *17* – хомут для стяжки вкладиша; *18* – прокладки

компонентів сплаву за щільністю (нерівномірний розподіл складових бабіту по перетину заливання).Підшипники заливають у такий спосіб. Зібраний у пристосуванні підшипник установлюють на токарний верстат і центрують по індикатору відносно осі обертання. Підшипник з натискними дисками пристосування нагрівають газовим пальником до 250 °С.

Розплавлений бабіт у підігрітому мірному ковші заливають в обертовий підшипник через воронку. Обертання підшипника триває до затвердіння бабіту. Для прискорення процесу охолодження підшипник обдувають повітрям. Після затвердіння бабіту й охолодження підшипника обертання шпинделя верстата припиняють і пристосування розбирають.

У разі відцентрового заливання структура залитого бабіту виходить неоднорідною. Тому рекомендується вкладиші піддати протягом 1,5 год термообробленню в печі за температури 210–220 °С. Заливну воронку прогрівають до 170–200 °С.

Відновлення геометричних розмірів вкладишів підшипників ковзання методом газополуменевого напилення. Такі недоліки технології заливання вкладишів, як нестабільність хімічного складу, розшарування сплаву в процесі кристалізації, що є причиною утворення включень, зон скупчення оксидів, пор, легкоплавких евтектик, і що приводять, у свою чергу, до «натягування» сплаву на вал, відшаруванню від основи, повністю виключаються за газополуменевого напилення бабіту на вкладиші.

Джерелом тепла за газополуменевого способу напилення є ацетиленокисневе полум'я, температура якого не перевищує 3000 °С. Використання газополуменевого методу характеризується відносною простотою вживаного обладнання і потребує наявності ацетилену і кисню. Розпилюваний матеріал, що може бути у вигляді порошку або дроту, потрапляючи у факел ацетиленокисневого полум'я пальника, розігрівається до температури, близької до температури плавлення, і розганяється до швидкості 20–30 м/с. Зіткнувшись з виробом, розігріті частинки з'єднуються з поверхнею деталі і між собою, утворюючи щільне й рівномірне покриття.

У газополуменевого пальнику CastoDyn-8000 фірми Castolin–Eutectic (рис.4) напилювальний матеріал подається у вигляді порошку.

Принцип роботи пальника ґрунтується на засмоктуванні порошку транспортувальним газом, що забезпечує надійність його подачі. Процес напилення порошку бабіту газополуменевого методом за допомогою пальника CastoDyn-8000 зображено на рис. 5.

Недоліками методу газополуменевого напилення є висока вартість напилюваного порошку, необхідність розроблення спеціальних пристосувань для механізованого рівномірного нанесення порошку. Цей метод рекомендується для відновлення бабітової поверхні тонкостінних вкладишів та вкладишів, які мають незначне зношення бабітового шару без механічних дефектів.

Рис. 4. Газополуменевий пальник CastoDyn-8000

Рис. 5. Процес напилення порошку бабіту газополуменевим методом

Висновки

Аналіз технологій відновлення геометричних розмірів вкладишів підшипників ковзання методом заливання виявив такі недоліки: нестабільність хімічного складу, розшарування сплаву в процесі кристалізації, відшарування його від основи. Всі ці недоліки повністю виключаються за газополуменевого напилення бабіту на вкладиші. Однак, зважаючи на високу
вартість порошку бабіту, технологію газополуменевого напилення рекомендується використовувати для відновлення бабітової поверхні тонкостінних вкладишів та вкладишів, які мають незначне зношення бабітового шару без механічних дефектів. Якість відновлення бабітового шару тонкостінних вкладишів у разі газополуменевого напилення зростає, оскільки вдається уникнути термічного впливу на корпус вкладиша. Напилювання бабіту по шару залитого бабіту на ремонтованих вкладишах дозволить скоротити його витрату й зменшити вартість та час ремонту. Однак для відновлення геометрії товстостінних вкладишів та вкладишів, які мають значні дефекти бабітового покриття рекомендується використовувати метод відцентрового заливання.

Список літератури

1. *Бауман Н.Я., Яковлев М.И., Свечков И.М.* Технология производства паровых и газовых турбин. – М.: Машиностроение, 1973. – 464 с.

2. *Бронштейн Л.С.* Ремонт стационарной газотурбинной установки. – Л.: Недра, 1987. – 143 с.

3. *Кіндрачук М.В., Лабунець В.Ф., Пашечко М.І., Корбут Є.В.* Трибологія: підруч. – К.: НАУ-друк, 2009. – 392 с.

4. *Корж В.М.* Газотермічна обробка матеріалів: Навч. посіб. – К.: Екотехнологія, 2005. – 195 с.

5. *Ревзин Б.С., Ларионов И.Д.* Газотурбинные установки с нагнетателями для транспорта газа: Справоч. пособие. – М.: Недра, 1991. – 303 с.

6. *Храпач Г.К.* Монтаж и ремонт компрессоров. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Недра, 1983. – 300 с.

УДК 621.891

Е.А. Кульгавый, канд. техн. наук,
ст. науч. сотр., А.П. Данилов аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПОСТЕПЕННЫЕ И ВНЕЗАПНЫЕ ОТКАЗЫ В АНТИФРИКЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Рассматриваются постепенные и внезапные отказы в антифрикционных системах. Виды классификации отказов в авиации. Роль трибологических структур диссипативного типа, которые образуются в контакте на эволюционном этапе приработки на формирование потоков отказа. Показана форма изменения интенсивности потока отказов во времени.

Отказы узлов трения в значительной степени определяют надежность и безопасность техники, они ограничивают ресурс, являются причиной аварий и катастроф, поэтому, актуальны исследования механизма возникновения и закономерностей развития состояний отказа в трибологических системах, результаты исследований в этом направлении, представлены в настоящей работе.

Отказ – событие, заключающееся в нарушении работоспособности, при этом достаточно, чтобы хотя бы одно значение хотя бы одного параметра не соответствовало требованиям нормативно-технической документации.[1]

Для определения численных значений большинства показателей надежности требуется по статистическим данным вычислять количество отказов, возникших в разные периоды эксплуатации изделий. Статистические данные об отказах необходимо правильно классифицировать. Классификацию можно провести по различным признакам.

По характеру изменения параметров изделия отказы подразделяются на внезапные и постепенные.

Постепенный отказ определяет ресурс технологических систем, характеризуется постепенным (медленным) изменением значений износа. В основном эти изменения происходят в результате процессе изнашивания поверхностей сопряженных деталей. Время достижения состояния отказа подчиняется нормальному закону. Такие отказы предсказуемы с достаточной точностью.

Износ — один из основных видов разрушения изделий. По статистическим данным около 80 % отказов механических изделий возникают вследствие износа.

Главную роль в формировании потоков отказов играют трибологические структуры диссипативного типа, которые образуются в контакте на эволюционном этапе приработки и затем функционируют в стационарном режиме по нелинейным законам синергетики [2]. В зависимости от соотношения энергии и энтропии в трибоструктуре интенсивность потока вещества при прохождении через трибологическую систему может, увеличивается, уменьшаться или оставаться на одном уровне. Источником вещества в трибологической системе могут быть только твердые тела, то есть, если трибологическая структура пополняется веществом твердых тел, то поток вещества увеличивается, проходя через контакт, а значит, происходит износ и развивается постепенный отказ. Если в формировании трибоструктур участвует только вещество смазки, и в системе отсутствует источник или сток, - дивергенция потока вещества равна нулю, при этом реализуется безизносное и безотказное состояние. Если в системе существует сток, то из динамической, диссипативной трибологической структуры на поверхности трения образуется и растет покрытие, а это может привести к перегреву, заеданию, зависанию подвижных элементов или к другой форме отказа.

Внезапный отказ определяет надёжность технических систем, характеризуется скачкообразным изменением значений одного или нескольких заданных параметров изделия. Он может быть вызван резким изменением внешних воздействующих факторов. Такой отказ может также произойти и за счет постепенного накопления повреждений, которые нельзя

заранее обнаружить имеющимися в эксплуатации техническими средствами: например, смазочное голодание — к внезапному разрушению сепаратора подшипника и др. [3]

В антифрикционных системах состояние внезапного отказа может возникнуть в любой момент, и затем, с разной вероятностью, вернутся в нормальное состояние; либо развивается процесс отказа, который заканчивается аномально высоким значением износа, заклиниванием, поломкой конструкции или пожаром [4]. Эффективным методом предупреждения внезапных отказов является диагностика.

Установлено также, что антифрикционные системы однородны относительно достаточно небольшого количества признаков возникновения процесса отказа. Показано, что все эти признаки свидетельствуют о разрушении трибологических структур, которое обратимо в состоянии износа и необратимо в состоянии отказа [5]. В реальных узлах трения развитие отказа происходит во временных интервалах от нескольких часов до нескольких десятков часов. Это позволяет обнаруживать процесс отказа на раннем этапе и предотвращать опасные последствия, по данным Международной авиационной организации ИКАО только 0,01 процента отказов приводит к авиационным происшествиям, 98% обнаруживается и устраняется при техническом обслуживании на земле, около 2 % компенсируется экипажем в воздухе. Синтез в информационном пространстве позволил создать в авиации эффективную систему диагностики и контроля, достичь вероятности катастрофы по техническим причинам для воздушного судна в целом не более 10^{-7}, а аварии - не более 10^{-7}на час налета. На воздушном судне имеется сотни узлов трения, отказ каждого может привести к авиационному происшествию. Вероятность отказа одного узла трения близка к нулю, поэтому для определения этой характеристики нужен очень большой массив исследуемых объектов.

По взаимосвязи отказы делятся на зависимые и независимые.

Зависимым называется отказ, обусловленный отказом другого изделия или элемента. Например частые отказы подшипников двигателей и кинематических пар редукторов, вызванные отказами системы смазывания.

Независимый отказ не обусловлен отказом другого изделия или элемента.

По характеру изменения возможности выполнения изделием рабочих функций отказы подразделяются на отказы функциональные и параметрические.

После возникновения функционального отказа изделие не может дальше выполнять своих рабочие задачи. Большинство рассмотренных выше примеров относились к функциональным отказам, которые могли быть внезапными и постепенными, но приводили к тому, что дальнейшая эксплуатация изделия без ремонта становилась невозможной - заклинивание механизма.

Однако для современных сложных и достаточно надежных изделий и технических систем все более характерными становятся отказы параметрические, при которых параметры изделия выходят за установленные в технической документации пределы, но само изделие в состоянии еще выполнять возложенные на него функции. При этом не обязательно немедленное прекращение эксплуатации изделия, хотя для нормальной работы требуется его отремонтировать или заменить.

Характеристикой параметрического отказа является постепенное увеличение часового и километрового расходов топлива на самолетах и как следствие уменьшение дальности и продолжительности полета. Увеличивается удельный расход топлива двигателя в результате ухудшения газодинамических характеристик, вызванного износом.

По причинам возникновения отказы делятся на конструкционные, производственные, эксплуатационные и отказы покупных комплектующих изделий.

По степени влияния на безопасность полета выделяют четыре вида отказов, приводящих к особым ситуациям в полете: катастрофической, аварийной, сложной или усложнению условий полета.

Однако наряду с высоким уровнем защищенности по функциональным отказам, к особым ситуациям на самолете могут приводить так называемые опасные отказы изделий,

прямо влияющие на безопасность полета. Опасными называются отказы, которые приводят к пожару, выделению токсических газов, самопроизвольному (неуправляемому) движению механических устройств. Так, разрушение подшипника генератора не приводит к нарушению функционирования системы генерирования, но может вызвать пожар вследствие резкого повышения температуры.

В антифрикционных системах интенсивность отказов $\lambda(t)$ представляет собой сумму потоков постепенных и внезапных отказов. Постепенные отказы связаны с участием вещества твердых тел в непрерывном трибологическом процессе, в результате которого происходит износ. Внезапные отказы определяются частотой появления аномальных состояний в трибологическом контакте, то есть это последовательность дискретных событий. Использование времени нахождения системы в данном состоянии в качестве меры и временную интерпретацию вероятности позволяет объединить два потока в единое целое: дискретный и непрерывный. При этом случайные величины, такие как интенсивность отказов, время достижения предельно допустимого значения износа, время до первого отказа и среднее время между отказами, - используются в качестве меры, а вероятности этих состояний - в качестве характеристики процессов отказа. Типичная форма изменения интенсивности потока отказов $\lambda(t)$ во времени представлена на рисунке 1

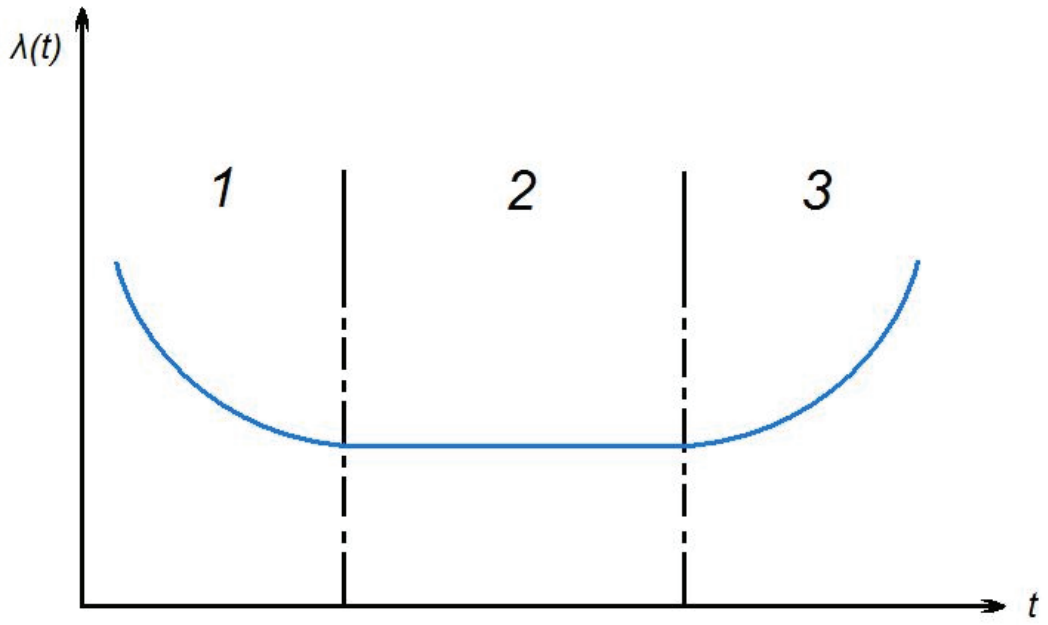


Рис. 1 Интенсивности потока отказов $\lambda(t)$ во времени t:
1 – приработка; 2 – стационарное состояние; 3 – этап износовых отказов

На этапе приработки процесс контролирует энергия: в стремлении свободной энергии к минимуму, происходит агрегация переносимых частиц. Внутренние потоки вещества направлены на формирование трибоструктуры и увеличение ее объема, одновременно растет экстенсивная величина - энтропия трибоструктуры. Когда влияние энтропии и энергии становятся сопоставимыми, система переходит в стационарное состояние, функционирующее по нелинейным законам синергетики. Устойчивость стационарных состояний определяет конкуренция между свободной энергией F и энтропией S. Когда влияние энтропии становится преобладающим, трибоструктура теряет устойчивость. Стремление к равномерному распределению приводит к частичному разрушению трибоструктуры и выносу некоторого количества ее вещества из системы в виде продуктов износа. Объем и энтропия трибоструктуры, при этом, уменьшаются; преобладающим становится стремление свободной энергии к минимуму. Происходит взаимодействие

выступающих участков твердых тел, взаимоперенос атомов, синтез молекул, кластеров, ультрадисперсных частиц, присоединение их к трибоструктуре, ее объем увеличивается, растет и цикл повторяется. Величина износа – изменения линейных размеров твердых тел определяется участием их вещества в формировании трибоструктур, поток этого вещества, усредненный по площади контакта, равен скорости износа $i(t) = dI(t)/dt$. $i(t) = dI(t)/dt$. В стационарном состоянии это процесс с постоянным средним и дисперсией, устойчивость его к флуктуациям обеспечивает конкуренция свободной энергии и энтропии, при этом вторая производная d^2i/dt^2 противоположна по знаку отклонению $i(t)$ от среднего значения. Само же среднее значение является точкой перегиба функции $i(t)$, в которой свободная энергия и энтропия меняются местами по степени влияния на процесс.

Выводы

Важную роль в процессе постепенных и внезапных отказов играет образующиеся в контакте трибологические структуры. Они определяют скорость, интенсивность износа, а также скорость возникновения внезапных отказов. Поэтому трибоструктуры относится к первым объектам при изучение постепенных и внезапных отказов в антифрикционных системах

Список литературы

1. Величко Ю. К., Коронин В. Г. Теория надежности // МГА КИИГА, Киев. – 1971.С 120

2. Кеба И. В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей // – М.: Транспорт. – 1968. С.248

3. Когге Ю. К., Майский Р. А. Основы надежности авиационной техники // Машиностроение. Москва –1993. – С. 50-57.

4. Кульгавый Э. А. Трибосистемы в случайных средах // Проблемы трибологии. Вып.№3. – 2004. – С. 8-12.

5. Кульгавый Э. А. Триботехнические характеристики и их применение // Проблемы трибологии. Вып.№3. – 2003. – С. 51-61.

6. Кульгавый Э. А. Время, пространство и вероятность в тибологии антифрикционных систем // Проблемы трения и износа. Вып. 47. – 2007 – С. 5-23.

УДК 621.891

В.А. Тит, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ВИДОВ ИЗНАШИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ТОПЛИВО-ГИДРАВЛИЧЕСКИХ АГРЕГАТОВ И ГИДРОАППАРАТУРЫ.

Рассмотрен механизм отказов топливно-гидравлических агрегатов и гидроаппаратуры с учетом процессов изнашивания, развивающихся на контактируемых поверхностях деталей в условиях эксплуатации.

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Одна из важных научно-практических проблем, решаемых с целью повышения надежности и долговечности современной техники, состоит в предупреждении возникновения отказов и преждевременного выхода из строя конкретных узлов и агрегатов, проведении научно обоснованного анализа конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов, определяющих работоспособность наименее работоспособных деталей, и в разработке на этой основе конструктивно-технологических и эксплуатационно-ремонтных мероприятий и предложений, обеспечивающих их безотказность. В связи с тем, что современная техника оснащена сложными гидроагрегатами, выполняющие определенные функции, поэтому от степени работоспособности гидроагрегатов зависит надежность и долговечность технических средств. В свою очередь работоспособность гидроагрегатов и гидроаппаратуры в основном зависит от безотказного функционирования подвижных сопряжений, включающих различные по конструкции и назначению пары трения, детали которых имеют цилиндрические или плоские поверхности.

Наибольшее число отказов топливно-гидравлических агрегатов и гидроаппаратуры вызвано поверхностными физико-химическими процессами, такими как коррозия, эрозия, но в основном изнашиванием. Так, например, анализ отказов различных видов пневмо-гидроаппаратуры (более 150 тыс. случаев) показал, что их основной причиной явились различные виды изнашивания – 70%, коррозия – 25%, другие виды повреждений – 5% [1].

Нарушение работоспособности подвижных сопряжений деталей гидроагрегатов в основном связано либо с нарушением стабильности трения между ними, либо с изменением их размеров, что является следствием различных видов износа трущихся поверхностей. Для деталей гидроагрегатов характерны следующие виды износа: схватывание сопряженных металлических поверхностей, гидроэрозионное изнашивание, контактная усталость, изнашивание при фреттинге, корозионно-механическое, абразивное, механохимическое и окислительное [1-5 и др.]. Каждый из этих видов изнашивания имеет свои условия возникновения, последствия для работоспособности сопряженных пар трения, характерные внешние и структурные признаки.

Одним из наиболее распространенных видов изнашивания в золотниковых парах гидравлических агрегатов является гидроэрозионный. Больше всего этому износу повреждены участки рабочей поверхности деталей вблизи кромок поясков и отверстий. Повреждения при этом имеют вид многочисленных плавно убывающих по глубине канавок.

Гидроэрозионное изнашивание представляет собой процесс постепенного разрушения поверхности деталей в результате механического воздействия потока жидкости [2]. Интенсивность эрозии зависит от многих факторов, связанных с природой материалов, подвергающихся разрушению, со свойствами среды и параметрами воздействующего на детали потока.

Разновидностью гидроэрозионного изнашивания является кавитационное разрушение. Механизмы поверхностного разрушения деталей гидроагрегатов могут быть различны в зависимости от конкретных условий эксплуатации и скорости потока жидкости. При кавитации происходит образование парогазовых пузырьков в ограниченном объеме потока

жидкости, где давление ниже соответствующего давления паров жидкости при данной температуре, и последующего сокращения их в зоне повышенного давления. [6-8].

При диагностировании гидроагрегатов основное внимание должно быть уделено физической сущности отказов прецизионных пар трения гидравлических и топливных агрегатов и научно-методических основ определения причин интенсивного износа, нарушения стабильности трения. Практически самая важная и вместе с тем наиболее сложная задача при распознавании видов изнашивания деталей гидроагрегатов – выявление признаков схватывания, возникающего на локальных участках контакта.

Металлографический анализ поврежденных деталей, вызываемых схватыванием, свидетельствует интенсивном практическом деформировании, упрочнении микротвердости. Схватывание представляет один из наиболее опасных и резко выраженных видов повреждений деталей машин. Процесс схватывания весьма существенно зависит от механических и физических свойств материалов и их сочетаний, предела прочности, предела текучести, твердости, типа кристаллической решетки, взаимной растворимости, электронного строения и т.п.

Внешний вид поврежденной схватыванием поверхности предоставлен на рис.1 .

Рис. 1 Повреждаемость схватыванием золотника

Известно, что контакт дискретен – взаимодействуют отдельные точки, расположенные в зонах контурных площадей. При скольжении внедрившегося выступа перед ним будет находиться волна деформированного материала и каждый выступ сжимает его в передней части, а в задней части з счет силы трения растягивает. Таким образом, каждое сечение истираемого тела последовательно подвергается сжимающим и растягивающим напряжениям [9, 10].

Следует отметить, что даже при достаточно малых повторно действующих нагрузках на поверхность трения происходит ее усталостное разрушение, началом которого является усталостная трещина. Последняя возникает в большинстве случаев на дефектах металлургических (усадочные пары, газовые пузырьки, включения шлака, резкая неоднородность размеров кристаллов, различием в твердости и др.), технологических (царапины от обработки, прижоги), структурных (границы зерен, вакансии, дислокация и др.). Внешний вид деталей, работающих в условиях усталостных повреждений, представлен на рис. 2.

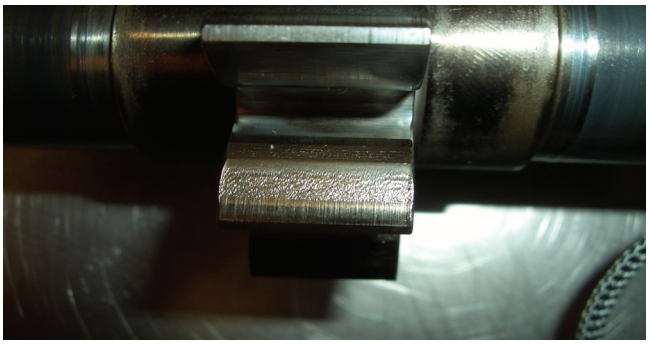


Рис. 2 Зуб шестерни, поврежденный усталостным изнашиванием

Как было установлено в [11] при анализе дефектных деталей, микротрещины усталостного изнашивания возникают не только на поверхности, а и в надповерхностном

слое. Стимулирующим фактором развития этих трещин являются переменные поля напряжений, возникающих в зоне контакта. Ещё Герцом было установлено, что в условиях статического упругого контакта максимальные напряжения сжатия возникают на поверхности, а максимальное касательное напряжения – на некоторой глубине от неё. В процессе трения и изнашивания тангенциальные силы качественно и количественно изменяют характер деформации приповерхностных слоев.

Развитие усталостных повреждений стимулируют процессы фреттинга. Фреттинг – процесс представляет собой один из весьма опасных и резко выраженных видов повреждений деталей машин, который проявляется в резком интенсифицированном (динамическом) окислении или схватывании, протекающего при относительно малых нормальных давлениях.

Этому виду изнашивания подвержены опоры шестерончатых насосов НШ 39-70, НШ 39-80, НШ 39-90, НШ 39-100. Особенностью процесса фреттинг-корозии является то, что продукты изнашивания окисляются и не удаляются из зоны контакта. Их твёрдость больше, чем твёрдость металла, что приводит к интенсификации абразивного воздействия на контактирующие поверхности. Когда слой частиц оксидов в зазоре между выступающими неровностями тонкий, износ в результате абразивного действия продуктов фреттинг-корозии будет максимальным. Дальнейшее абразивное действие приводит к возрастанию количества продуктов износа и к утолщению прослойки оксидов, что сопровождается снижением интенсивности изнашивания в следствии погашения относительного движения этой прослойкой. Проникновение частиц в соседние впадины приводит к перераспределению давления в зоне контакта. В центре контакта давление увеличивается, а на границе уменьшается. В результате средина участка контакта изнашивается сильнее, чем его граница, и постепенно множество соседних углублений соединяются в одно большое углубление. Как только слой оксидов достигает постоянной толщины, скорость изнашивания стабилизируется.

Во время фреттинг-корозии также протекают процессы на микроуровне. Под воздействием сил трения и циклических тангенциальных смещений кристаллическая решетка поверхностных слоев расшатывается и разрушается. При этом происходит отрыв частиц металла. Процесс разрушения являет собой окисление микрочастиц без удаления из зоны контакта.

Повышение контактного давления за счет перекоса опоры под воздействием гидравлического давления в зоне высокого давления в выходном штуцере насоса, обусловленного фреттинг-коррозией, способствует увеличению износа. Имеется ряд научных работ данные, которые свидетельствуют, что между скоростью изнашивания и нагрузкой существует прямая пропорциональная зависимость, т.е. при увеличение контактной нагрузки увеличивается износ при постоянной амплитуде перемещения сопрягаемых деталей.

Металлографическими и электронно-микроскопическими исследованиями установлено, что башмаки гидронасосов типа НП92 развиваются процессы механохимического изнашивания. Механохимические процессы охватывают взаимосвязанные явления, протекающие при механохимических воздействия на рабочие поверхности трущихся деталей. При механохимическом изнашивании процессы активации приводят поверхностные силы конструкционных материалов в аномальное неравновесное состояние, неустойчивое состояние. С точки зрения термодинамики естественно стремления трущегося материала перейти в более равновесное состояние. Поэтому за процессами активации при трении всегда следуют процессы пассивации. Общим для механохимического изнашивания является поверхностная локализация вторичных структур, высокопрочное ультрадисперсное строение, способность минимизировать разрушение поверхностного слоя и экранировать недопустимые патологические процессы изнашивания. Следует отметить, что каждому уровню активации трущегося материала соответствует строго определённая степень пассивации поверхностного трения за счёт взаимодействия с активными элементами

среды, степень пассивации поверхности трения за счёт взаимодействия с активными элементами среды, степень насыщения вторичных структур которыми оптимизируется условиями трения для данного конструкционного материала.

В связи с тем, что предупредить попадание абразивных частиц в зазор, образованный трущимися или уплотнительными поверхностями практически невозможно детали узлов трения гидроагрегатов подвергаются абразивному изнашиванию. Этот вид изнашивания может быть как ведущим так и сопутствующим. Так, например, для башмака гидронасоса НП92 в некоторых случаях он является сопутствующим. На рабочей поверхности башмака наблюдаются следы пластического деформирования, риски, задиры (рис. 3)

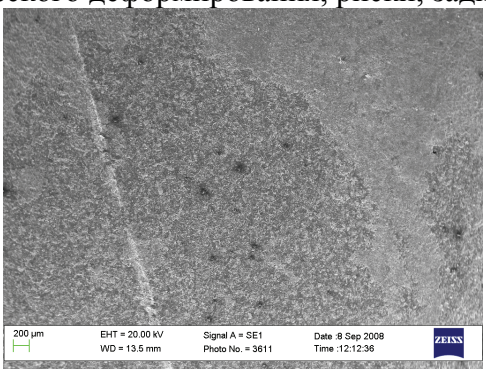


Рис. 3. Электронные фотографии поверхности трения башмака

Существуют различные виды абразивного изнашивания. В зависимости от отношения между твёрдостью абразива Ha и твёрдостью металла Hм; переходный режим при Ha≈Hм; режим сильного изнашивания при Ha>Hм. Поэтому для снижения абразивной составляющей изнашивания твёрдость материала должна быть в 1,3 раза больше твёрдости абразива, т.е. условие Hм≈1,3Ha можно использовать в качестве критерия малой интенсивности абразивного изнашивания. Повышать твёрдость материала более 1,3 твёрдости абразива нецелесообразно, так как оно не приведёт к значительному улучшению износостойкости [12].

Коррозийно-механическое изнашивание возникает в результате механического воздействия, сопровождаемого химическим и (или) электрохимическим взаимодействием материала со средой. Его можно характеризовать двумя взаимосвязанными процессами – растворением и отделением материала. В основе первого лежат механохимические явления, вызывающие резкое усиление коррозионного растворения деформированной зоны. Второй процесс связан с локализацией механохимических процессов и динамических генерированием поверхностных и надповерхностных микротрещин.

Интенсивность коррозийно-механического изнашивания определяется многими факторами и прежде всего природой контактирующих материалов, их коррозионной стойкостью. Двойственная роль коррозионного процесса не позволяет однозначно определить его вредность или полезность, требуя конкретной оценки в той или иной трибологической системе [13], так как продукты коррозии и в частности соединения галогенов (хлор, йод, бром) с металлом обладают очень хорошими смазочными свойствами.

Вывод.

Таким образом, для обеспечения работоспособности гидронасосов и гидроарматуры необходимо управлять развитием сложными физико-химическими процессами, протекающих на их контактируемых поверхностях, чтобы исключить развитие катастрофических видов изнашивания (схватывание, абразивное изнашивание, фреттинг-коррозия и др.). В связи с этим актуальной и важной народнохозяйственной задачей является установление причин потери работоспособности сопряженных пар гидроагрегатов и гидроаппаратуры и поиск путей повышения их надежности и долговечности.

Список литературы

1. Колядина Р.А. К вопросу об ускоренных испытаниях арматуры на надёжность /Р.А. Колядина, Ю.Д. Ситкин// Сб. научн. тр-оварматуростроения-Л.: ЦКБА, 1975. – Вып. 8. – С. 3-8.

2. Аксенов А.Ф. Износостойкость авиационных топливно-гидравлических агрегатов /А.Ф. Аксенов, В.Н. Лозовский. – М.: Транспорт, 1986. 240с.

3. Надежность и долговечность машин /Б.И. Костецкий, И.Г. Носовский, Л.И. Бершадский, А.К. Караулов. –К.: Техніка, 1975. – 408с.

4. Причини втрати працездатності тертьових деталей аксіально-плунжерних гідравлічних насосів /В.Ф. Лабунець, В.А. Тіт, А.В. Дмитренко, Р.М. Діденко //Проблеми тертя та зношування: Наук-техн. зб. – К.: Вид-во НАУ «НАУ – друк», 2010. – Вып. 53. – с. 120-127.

5. Хильчевский В.В. Надёжность трубопроводной пневмо-гидроарматуры/В.В, Хильчевский, А.Е. Ситников, В.А. Ананьевский. – М.: Машиностроение, 1989. – 208с.

6. Козырев С.П. Гидроабразивный износ металлов при кавитации. – К.: Машиностроение, 1964. – 140с.

7. Богачев И.Н. Кавитационное разрушение и кавитационностойкие сплавы. - М.: Металлургия, 1972. – 192с.

8. Карелин В.Я. Кавитационные явления в центробежных осевых насосах. – М.: Машгиз, 1963. – 124с.

9. Крагельский И.В. Трение и износ. – М.: Машиностроение, 1968. – 480с.

10. Радчик А.С. О деформации поверхностных слоев при трении скольжения /А.С. Радчик, В.С. Радчик //ДАН СССР, 1958. – Т. 119. №5. – с. 933-935.

11. Кудрін А.П. Основні види зношування деталей вузлів тертя сучасної авіаційної техніки /А.П. Кудрін, О.В. Мельник //Проблеми тертя та знощування: Наук. – техн. зб. – К.: НАУ, 2007 – вып. 48 – с. 24-38.

12. Чихос Х. Системний анализ в трибонике. – М.: Мир, 1982. – 352с.

13. Бакли Д. Поверхностные явления при адгезии и фрикционном взаимодействии /Пер. с англ. А.В. Белого, Н.К. Мышкина: Под ред. А.И. Свириденка. – М.: Машиностроение, 1968. – 360с.

УДК 621

Г.А. Волосович, кандидат технічних наук, професор, А.В. Ігнатенко,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЗАСТОСУВАННЯ СУЧАСНИХ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ВИРОБНИЦТВА ТА ВІДНОВЛЕННЯ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

В даній роботі розглянуті сучасні методи формування деталей з композиційних матеріалів та обґрунтовані найбільш раціональні методи з точки зору економічності та екологічності, які можуть використовуватись на авіаційних підприємствах або при ремонті деталей.

Очевидно, що єдиним суттєвим способом зниження маси літака є збільшення об'єму композиційних матеріалів (КМ) його конструкції.

Композиційні матеріали з високим експлуатаційним характеристикам, особливо такі як вуглепластик,на даний час є головними матеріалами, що відповідають жорстким вимогам до матеріалів елементів конструкції авіаційної та космічної техніки [1, 3].

Відомо, що полімерні КМ (ПКМ) у порівнянні з алюмінієвими сплавами мають незаперечні переваги:

1. виключно високі питомі характеристики як міцності, так і жорсткості;
2. унікальні показники опору втомі (межа витривалості наближена до межі міцності);
3. керована в широких межах анізотропія властивостей;
4. можливість ліквідації так званої надмірної конструктивної маси,неминучої в тонкостінних металевих конструкціях;
5. технологічність з погляду створення великогабаритних інтегральних конструкцій складної геометричної форми.

Поряд з цим ПКМ відрізняються рядом особливостей, які потребують при їх використанні спеціального підходу. Для них характерна складна фізична картина поведінки під впливом зовнішніх сил,чутливість до різного роду конструктивних рішень,експлуатаційних пошкоджень і та ін.

Характерна особливість КМ – необхідність конструювання матеріалу під час проектування. Все це стримує використання КМ у конструкціях літальних апаратів (ЛА), тому всебічні дослідження ПКМ, і технологій виробництва та відновлення деталей з їх використанням — актуальна науково – технічна проблема.

Найбільш показові конструкції з вуглепластику на літаку:

- втулки носового і головного шасі;
- панелі хвостової частини кіля та стабілізатора;
- обтічники монорельсів закрилків складної форми.
- панелі обтічника шасі з гібридного КМ;
- панелі інтер'єра з використанням термопластичних КМ на основі органопластиків ;
- великогабаритні середньо навантажені конструкції із склопластиків: повітря забірники, капоти силових установок, передні і задні зализи крила і фюзеляжу, діелектричні вставки кіля та закінцівки крила [2, 3].

Напрацювання,отримані в результаті досліджень КМ дозволили здійснити більш складну програму створення високо навантажених агрегатів із КМ літака Ан-70. Обсяг конструкцій із скло -, вугле -, органопластиків на літаку Ан-70 досяг 20% від маси планера.

Таким чином, дослідження технологічних рішень в даному напрямку є виключно перспективними.

Існує багато способів виробництва деталей з композитів. Технологія виготовлення деталей із склопластика по методу інжекції поліефірної смоли в закриту форму вимагає використання спеціального оснащення. Суть методу виготовлення деталей інжекцією полягає в наступному: між матрицею і пуансоном укладається сухий, заздалегідь розкроєний

матеріал. Це може бути склотканина, спеціальний скломат або інший вигляд армуючого матеріалу. Потім, за допомогою спеціального устаткування, в закриту форму під тиском інжектується суміш поліефірна смола - отверджувач. Після затвердіння вже готовий виріб із склопластика виймається з форми і піддається ,якщо потрібно механообробні . Ця технологія вимагає певних фінансових витрат на устаткування та оснастку. Але, метод виготовлення має істотні переваги в порівнянні з технологією виготовлення деталей ручним формуванням або технологією виготовлення склопластика напиленням.

Склопластик - композиційний матеріал, що складається із скляного наповнювача і синтетичного полімерного зв'язуючого. Механічні властивості склопластика визначаються переважно характеристиками наповнювача і міцністю зв'язку його зі зв'язуючим. Найбільшою міцністю і жорсткістю володіють склопластики, з орієнтовно правлених та натягнутих в процесі формування волокон.

Метод намотування волокном є одним з найперспективніших методів формування виробів із склопластиків, оскільки він дозволяє створювати орієнтовану структуру наповнювача у виробах з врахуванням їх форми і особливостей експлуатації. Використання джгутів, стрічок, ниток забезпечує максимальну міцність виробів. До того ж такі наповнювачі найбільш дешеві. Зв'язуючим для армуючого матеріалу служить термореактивна смола. При "мокрому" намотуванні смола наноситься в процесі самого намотування. "Сухе" намотування засноване на використанні ровінгу, заздалегідь просоченого смолою. Завершаючою стадією процесу є зняття виробу з оснастки або форми . При необхідності проводяться механічна обробка .

Основний процес намотування має безліч варіантів, що розрізняються в широких межах характером намотування, особливостями конструкції, комбінацією матеріалів і типом устаткування. Конструкції мають бути намотані у вигляді поверхонь обертання, хоча, в певних межах, можуть бути відформовані вироби і іншої конфігурації стискуванням намотаної деталі усередині закритої форми.

Так вироби працюють в специфічних умовах під внутрішнім або зовнішнім тиском, стискуючим або крутним навантаженням.

Основними матеріалами для матриці служать епоксидні або поліефірні смоли і полімери складних вінілових ефірів. Для намотування застосовуються машини різних типів: від токарних верстатів до складних комп'ютеризованих агрегатів .

Швидке розширення використання деталей з композитів привертає увагу до безперервних технологій. Безперервний процес дає додаткові переваги, забезпечуючи надійний контроль орієнтації волокон та їх натягу.

Технологія пултрузії - технологія виробництва конструкційних профільних виробів з одноосно-орієнтованих волокнистих пластиків безперервним способом дозволяє виготовляти профільні вироби з постійним поперечним перетином .

За рахунок використання пултрузійної технології з'явилася можливість виготовлення тонкостінних склопластикових профілів складних форм з високою швидкістю 4,6 - 6,1 м/хв.

Використання високочастотного нагріву поряд з традиційними способами нагріву не лише збільшує робочі швидкості, але і дозволяє випускати як прості профільні вироби, так і такі, маса яких в межах профілю різко змінюється. Пултрузійний армований склопластик – це унікальний композиційний матеріал XXI століття з терміном роботи до 50 років.

При **методі контактного формування** формування виробів у відкритих формах здійснюється в основному двома способами. При формуванні ручним укладанням після нанесення на поверхню форми шару смоли її вистилають скловолокном у вигляді матів з рубаної склопряжі, тканини або ровінгу, просочують смолою, ущільнюють щіткою або валиком для видалення повітря. При обох способах формування отримуваний пластик можна вважати елементарним конструкційним матеріалом. Співвідношення смоли і скловолокнистого наповнювача, армуючого матеріалу і системи його укладання, типу смоли, і кількості наповнювачів дозволяють істотно змінювати фізичні властивості отримуваних

склопластиків. Отже, можна сказати, що структура і склад армованих композитних матеріалів формуються в процесі виготовлення виробу.

Не дивлячись на окремі недоліки, такі як значні витрати ручної праці, низька продуктивність, необхідність високої кваліфікації оператора, отримання гладкої поверхні виробу лише з одного боку (зворотна сторона виробу виходить шорсткою), способи формування скловолокнистих композитних матеріалів ручним укладанням і напиленням мають досить широке використання

При використанні **методу ручного формування** (рис. 1) Суть методу виготовлення склопластика контактним формуванням полягає в наступному: (рис. 1) на підготовлену матрицю наноситься захисно-декоративний шар - гелькоут.

Після висихання гелькоута відбувається виготовлення склопластика (формування виробу із склопластика). Спочатку в матрицю укладається заздалегідь розкроєний скляний матеріал: склотканина, скломат або інший тип армуючого наповнювача, вибір якого залежить від вимог, що пред'являються до виробу.

Склоармуючий матеріал вручну просочується смолою за допомогою щітки або валиків. Потім просочений матеріал укладається у форму і притискається валиком для видалення повітряних включень і рівномірного розподілу смоли. Затвердіння відбувається при звичайній кімнатній температурі, після чого виріб виймається з форми і піддається механообробці.

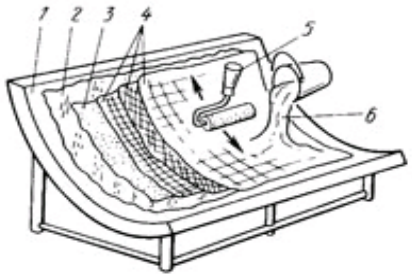


Рис. 1. Елементи конструкції форми та виробу при формованні ручним способом:
1 – форма; 2 - роздільник; 3 - гелькоут; 4 – скловолокно; 5 - ручний валик; 6 - смола з каталізатором

Завдяки незначним капіталовкладенням,ця технологія знаходить широке використання при виготовленні виробів із склопластику одиничними екземплярами і малими партіями. При формуванні ручним укладанням застосовують скловолокно у вигляді матів з рубаної склопряжі, тканини або ровінгової тканини.

Смолу і каталізатор заздалегідь змішують, потім, за допомогою м'якого валика або щітки, просочують скломат або склотканину. Метод формування ручним укладанням, заснований на використанні заздалегідь підготовлених матів або тканин, забезпечує високу міцність і можливість контролю показників якості.

При **методі рубаного ровінгу** (рис. 2) склонитка ріжеться на короткі волокна, які змішуються із смолою і каталізатором і суміш викладають у форму, притискають для видалення повітряних включень і залишають при звичайних атмосферних умовах для затвердіння.

Технологія виробництва напиленням набула поширення при дрібно і середньосерійному виробництві виробів із склопластиків. Не дивлячись на закупівлю спеціалізованого устаткування, технологія виробництва напиленням має ряд переваг перед технологією виробництва склопластику ручним формуванням.

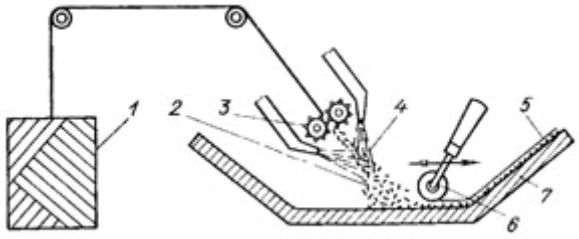


Рис. 2. Безповітрянна система напилення: 1 – ровінг; 2 - смола з каталізатором; 3 – устаткування для рубки; 4 - смола з затверджувачем; 5 - ущільнюючий шар; 6 – валик; 7 - форма

Метод препрегів - тканини і волокна заздалегідь просочені смолою з каталізатором, під високою температурою і тиском. У такому вигляді препреги можуть зберігається до декількох тижнів, проте для збільшення терміну зберігання, їх зберігають при знижених температурах. Смола в препрегах знаходиться в напівтвердому стані. При формуванні препреги укладаються у форми і закриваються вакуумним мішком. Потім відбувається їх нагрівання до температури приблизно120 – 180 ^{0}С. При цій температурі смола переходить в текучий стан і препрег приймає розміри форми. Далі при подальшому підвищенні температури відбувається затвердіння смоли. Додатковий тиск (до 0,5 МПа) для формування зазвичай забезпечується автоклавом.

Процес вакуумної інфузії (вакуумної інжекції або вакуумного формування) це технологія виготовлення композиційного матеріалу, яка використовує силу вакуумного тиску для введення смоли в ламінат. Ця технологія використовується для виготовлення деталей із склопластика і вуглепластика. Розміри деталі можуть бути від невеликих, з площею поверхні менше 1 м^2. до великогабаритних деталей. Технологія рекомендується до використання при виготовленні одиничних деталей або малих серій. Суть методу вакуумної інфузії полягає в наступному: матеріали майбутнього композиту викладаються в сухому вигляді у форму , потім накладається вакуум при досягненні необхідного вакууму, смола засмоктується по спеціальним трубкам. Метод вакуумної Інфузії значно покращує співвідношення волокно-смола, внаслідок чого отримуємо жорсткіший і легший виріб. Метод вакуумної Інфузії вимагає досвіду в виробництві деталей з (КМ), але значно вдосконалює процес виготовлення.

Таким чином аналіз сучасних технологій виробництва деталей з композиційних матеріалів показує що при одиничному виробництві оптимальна технологія – формування ручного укладання з використанням матеріалів з необхідними властивостями.

При серійному виробництві перспективна технологія вакуумної інфузіїї або метод препрегів, які мають багато переваг. пов’язаних із зменшенням шкідливого впливу на людину, підвищенням якості деталей за рахунок рівномірного розподілу смоли, та зниження трудомісткості.

Список літератури

1. *Васильев В.В.*, Протасов В.Д., Болотин В.В. и др. Композиционные материалы: Справочник. Под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. –512 с;

2. *Животовська К.О.,* Животовський М.О., Мамлюк О.В. та ін. Авіаційні матеріали та їх обробка. Київ: Вища освіта, 2003. – 246 с.

3. *Полімерні* композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці. Підручник. Е.О. Джур, Л.Д. Кучма та ін.. К.: Вища освіта. – 2003 р. – 399 с.

УДК 621.891

И.А. Кравец, заслуженный деятель науки и техники,
доктор технических наук, профессор.
(Национальный университет обороны Украины, Украина),
М.Н. Свирид, кандидат технических наук, доцент,
С.Н. Заднепровская, аспирант,
В.В. Лубяный, кандидат технических наук, доцент,
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВЛИЯНИЕ МАГНИТНОГО ПОЛЯ НА СВОЙСТВА ТРИБОКОНТАКТА

В статье рассмотрен вопрос эксплуатационного обеспечения долговечности машин. Для его решения рассматривается влияние магнитного поля на трибоконтакт. Установлено, что магнитное поле влияет на образование восстановительных пленок на поверхности трения.

Долговечность машин во многом определяется работоспособностью их трибосопряжений. Продление эксплуатационных параметров трибоузла требует беспрерывного поддержания его в рабочем состоянии, что можно обеспечить внешней энергетической подпиткой поверхностей трения по безразборным технологиям [1].

Малоизученной и перспективной технологией восстановления в процессе эксплуатации является использование влияния энергии магнитного поля на трибологические параметры системы. Магнитную обработку широко применяют в машиностроении для улучшения свойств конструкционных материалов за счет их структурных изменений [2]. Применение магнитно-импульсной обработки позволяет уменьшать остаточные и усталостные напряжения в деталях и конструкциях, повышать стойкость режущего инструмента из слабомагнитных материалов, например инструмента, оснащенного пластинами из твердых сплавов типа ВК, ТК и ТКК [3].

Во многих механических системах используется возвратно-поступательная схема передачи движения или энергетического состояния системы. Установлено, что при идентичных условиях реверсивного или одностороннего перемещения свойства рабочих поверхностей существенно отличаются, и отражаются на износостойкости деталей машин [4]. Наиболее жёстко работает механизм в условиях трения скольжении без смазки, структурные изменения усугубляются деформационной составляющей определяющейся раскачкой поверхностного слоя. В условиях граничной смазки в зоне контакта протекают физические, химические и механические процессы. При работе в жидких смазочных средах проходят сорбционные и окислительные изменения, химические реакции между средой и поверхностями трибоконтакта, а под действием деформации могут происходить структурные и фазовые изменения [5]. В результате этих процессов образуются вторичные структуры, которые уменьшают износ.

Целью данной работы является исследование влияния магнитного поля при трении на восстановительную способность трибоконтакта в различных средах.

Для системного анализа трибологических параметров использовали специально разработанную установку [6], которая позволяет проводить исследования при реверсивном трении в магнитном поле с изменением его направления. Кинетику механофизикохимических процессов прослеживали с применением постоянного тока, проходящего через контакт трения.

Для исследования использовали образцы из конструкционной стали 65Г (ферромагнетик), закалённой на мартенсит, контртелом выбран медный сплав с диамагнитными свойствами – латунь ЛС59-1. Рабочие среды: смазывающие не токопроводящие - масло М10Г2к, и токопроводящие – полиэтиленгликоль – 400 50%, и наиболее жесткие в плане деформационных параметров – без смазки. В процессе каждого отдельного эксперимента для изучения парамагнитных свойств материалов в магнитном

поле в зону трения добавляли модельный модифицирующий порошок олова (Sn – фракция до 20 мкм). Параметры узла трения составляли: нормальная нагрузка 3,5 МПа, относительная скорость перемещения в центре контртела 0,12 м/с, величина магнитной индукции 0,15 Тл.

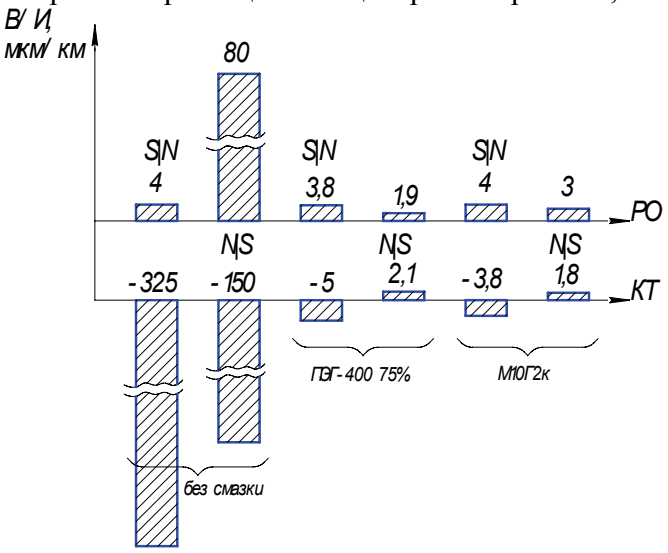


Рис. 1. Трибологические параметры стали 65Г (верхние диаграммы) по ЛС59-1 (нижние диаграммы) с модифицирующим порошком олова

Наиболее активные условия трения без смазки характеризуются перемещением парамагнитного модификатора на поверхности трения. Анализ поверхностей трибоконтакта указывает на активное смещение модификатора в зону трения действием МП (рис. 1).

Топография поверхностей трибоконтакта характеризуется значительным количеством порошка олова на поверхностях (рис. 2а, б), где процесс трения проходит по поверхностям образовавшихся конгломератов из олова.

Следует отметить присутствие олова (рис. 2в) на поверхности контртела (рис. 2г). В зоне трения невооруженным глазом заметны плотно размещенные конгломераты порошка. Таким образом, смещение модификатора (олова) – парамагнетика и составляющих контртела подчиняются физическим свойствам материалов в МП. Общая характеристика ухудшения рельефа поверхностей объясняется мягкой составляющей, которая воспринимает на себя трибологические параметры.

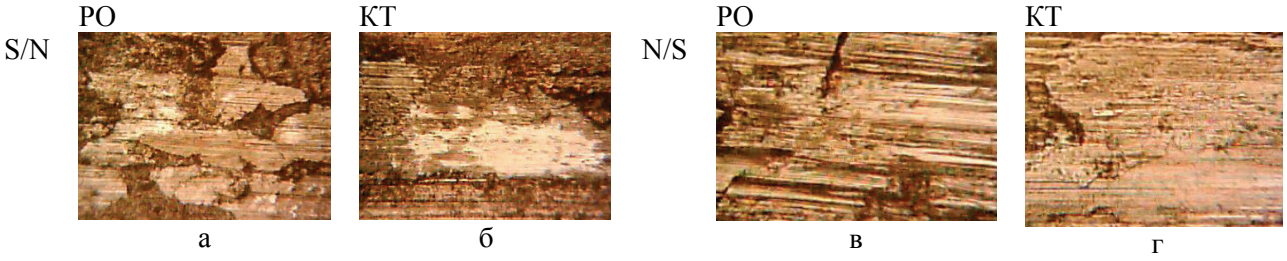


Рис. 2. Показатели трибосистемы при исследованиях без смазки

Для исследования влияния однородного МП на трибологические параметры поверхностей в электропроводящих жидкостях использовали полиэтиленгликоль - 400 с 50% концентрацией в воде. Трибологические параметры пары трения на полюсе S/N (рис. 1) указывают на смещение образца к процессу репарации (восстановлению) до величины 3,8 мкм/км, что видно по фотографиям поверхности (рис. 3а). При этом поверхность трения контртела копирует рельеф поверхности образованного конгломерата порошка олова (рис. 3б). Активные условия восстановления выполняются на полюсе N/S. Это можно объяснить направленным действием магнитного поля на модификатор олово. Механизм восстановления в МП N/S определяется двумя параметрами действующими на олово: первое- парамагнетик втягивается в МП по направлению положительного градиента силовых линий; второе – направленное действие магнитных силовых линий от образца (полюс N) к контртелу (полюс S) рис. 3в, г. Трибологические характеристики образца стали 65Г объясняются усиленным МП и особенно направленным действием поля в сторону ферромагнетика, в позиции S/N значительная добавка модификатора олова на образец характеризуется смещением его в сторону положительного градиента магнитного поля.

Олово перенеслось на кромку по контуру образца и его боковые поверхности. Края дорожки трения контртела также покрыты оловом. А в середине дорожки поверхность имела «чешуйчатую» топографию.

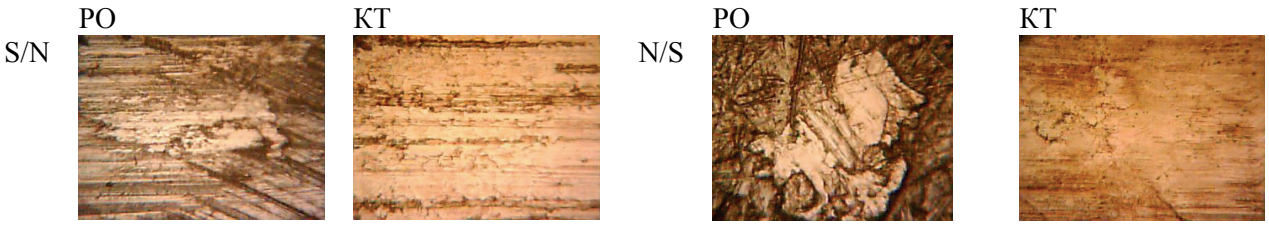


Рис. 3. Показатели трибосистемы при исследованиях в среде полиэтиленгликоля - 400 в 50% воды

Механизм образования окисных пленок и третьего тела между поверхностями трения напрямую связан с электросопротивлением. Чтобы определить, как проходит процесс образования защитных пленок в зоне контакта, от независимого источника электрической энергии, ток через образец и ПЭГ пропускали на контртело (рис. 7, таблица 1).

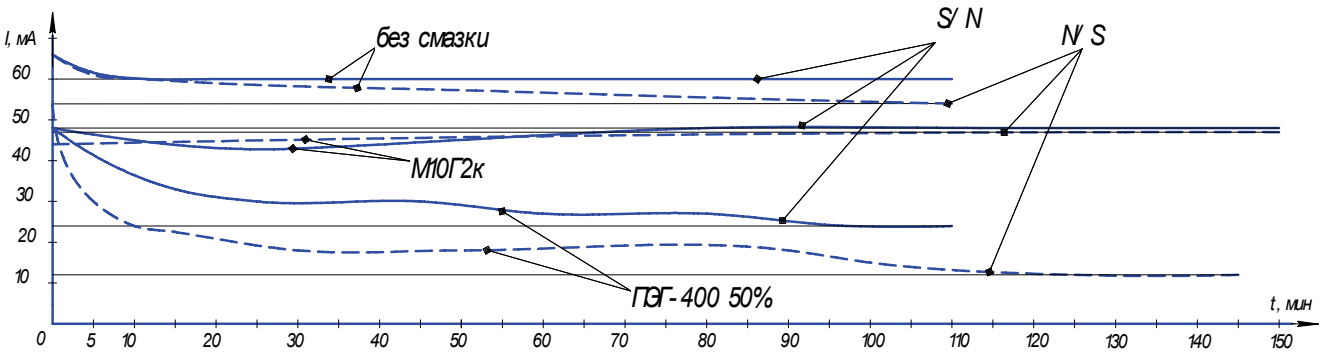


Рис. 7. Изменение величины электрического тока в процессе трения

При этом наблюдается медленная стабилизация (волнообразная характеристика) тока с постепенным снижением, что объясняется изменением электропроводимости как образованных пленок, так и изменения состояния среды. Пленки нарастают и срываются до состояния стабилизации, при этом ток составляет $10…20 \cdot 10^{-6}$ А за время 120 минут.

Таблица 1 – Электрические параметры трибосистемы (модифицирующий порошок Sn, электродный потенциал: -0,14 В, твёрдость 5 НВ)

Направление МП	S/N	N/S	S/N	N/S	S/N	N/S
Среда	Без смазки		ПЭГ 400 50%		М10Г2к	
Начальный ток (А, 10^{-3})	66	66	48	53	48	44
Время стабилизации (мин)	10	110	110	125	90	90
Ток стабилизации (А, 10^{-3})	66	54	23	12	48	47

Однородное направленное МП оказывает энергетическое влияние на условия переноса материала в рабочей среде М10Г2к по классификации элементов в зависимости от их свойств в МП. В масляной среде процессы переноса проходят с некоторым запозданием, так как среда обладает высокой вязкостью. Внесение парамагнитного порошка олова в зону трения с магнитным полем способствует восстановлению поверхностей трибоконтакта. При направлении МП N/S парамагнитное олово наносится на обе поверхности трения рис. 4б.

Модификация масла парамагнитным порошком олова характеризует условия восстановления поверхности трения РО, так как твердость Sn значительно меньше, чем у стали 65Г и латуни ЛС59-1, кроме того, парамагнетики всегда втягиваются в МП, после чего происходит механическое втирание частичек или их конгломератов в поверхности трения (рис. 4), величина которых достигает в диаметре до 200 мкм.

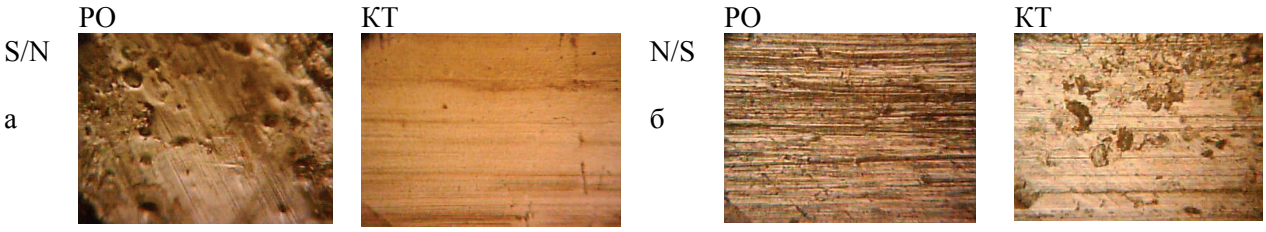


Рис. 4. Показатели трибосистемы при исследованиях в среде М10Г2к

При направлении МП N/S (рис. 4б) процесс репарации обоих поверхностей трения объясняется совместным действием деформационной составляющей и направлением положительного магнитного градиента элемента олова. Энергетическое состояние конгломератов уменьшает общую внутреннюю энергию, с последующим размещением между поверхностями трения под действием МП. Химический анализ поверхностей трибоконтакта в МП с помощью модифицирующего порошка отмечает до 73% покрытия из олова на металлическом образце.

Без смазки ток стабилизации самый высокий, так как ток проходит непосредственно через зону контакта и не тратится на сопротивление среды. Разница лишь во времени стабилизации. При направлении МП S/N – 10 минут, а при N/S – 110 минут, что объясняется направленным действием магнитных силовых линий. В положении S/N продукты износа и модификатор удерживаются у РО, чем обеспечивают образование трибологических пленок. В положении N/S магнитные силовые линии направляются в контртело, интенсифицируя вынос диамагнитных составляющих из контртела.

При исследованиях в масле М10Г2к параметры при разных направлениях МП практически одинаковы. Время стабилизации и ток занимают средние значения по сравнению с предыдущими исследованиями. А разница между начальным током и током стабилизации не существенна, что говорит о стабильности и равномерности процесса образования трибологических пленок за счет непроводящей среды.

Выводы:

1. Рассмотрены и определены трибологические параметры парамагнитного материала в магнитном поле.
2. Определены топографические параметры поверхностей трения под влиянием магнитного поля.

Список литературы:

1. *Кравец И.А.* Репаративная регенерация трибосистем. Т.: Издательство Бережанского агротехнического института, 2003. – 284. с.

2. *Малыгин Б.В.* Магнитное упрочнение инструмента и деталей машин. - М.: Машиностроение, 1989. – 112 с.: ил.

3. *М.Т. Галей* и др. Изучение влияния магнитного поля на стойкость быстрорежущего инструмента // Станки и инструмент. 1981. – № 4. – С. 31-32.

4. *Евдокимов В.Д.* Реверсивность трения и качество машин. – К.: Техника, 1977. – 148 с.

5. *Костецкий Б.И.* Трение, смазка и износ в машинах. – К.: Техника, 1970. – 234 с.

6. *Патент* на корисну модель № 45574, МПК G01N 3/56. Пристрій для дослідження матеріалів на тертя та зношування при зворотно-поступальному русі / Свирид М.М., Кудрін А.П., Задніпровська С.М., Ловейко М.Г., Морозова І.В. Заявлено 29.07.2009; Опубл. 10.11.2009, Бюл. № 21.

УДК 621.891

А.П. Кудрин, кандидат технических наук, профессор
М.Н. Свирид, кандидат технических наук, доцент
Г.А. Волосович, кандидат технических наук, профессор
С.Н. Занько, ассистент
(Национальный авиационный университет, Украина)
Э. Вайс, кандидат технических наук
(Политехнический институт, Кельце, Польша)

К ГИПОТЕЗЕ СОСТОЯНИЯ ТРЕНИЯ В УСЛОВИЯХ МАГНИТНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

В статье представлена гипотеза о состоянии трибосистемы в условиях магнитного воздействия, а также условия существования материала поверхностей. Представлены условия изменения строения материала под влиянием внешних магнитных и электрических полей, что сопровождается перестройкой и формированием поверхностей трения при нестабильном энергетическом состоянии.

Гипотеза это научное предположение, которое выдвигается для объяснения, какого либо явления и требует экспериментальных и теоретических обоснований, что бы стать научной теорией.

Началом существования материала является энергетическая стабильность внутреннего строения элементов. Это не значит, что строение кристаллической решётки прекращено. Продолжаются процессы балансирования энергетических параметров для удержания электронов протонов и других составляющих структур материала. Учитывая механизм переноса материала на энергетически разбалансированные поверхности, который связан с движением электрона на орбитах. Физики установили [1], что электрон источник магнетизма. То есть, электрон магнитнозависимая микрочастица элемента, и чтобы получить представление о магнитных свойствах тела, необходимо изучить его поведение под действием магнитных сил. Элементарной частицей магнитных зарядов считается магнитный диполь – системы двух равных по величине и обратных по знаку и неразрывно связанных магнитных зарядов.

Орбитальное движение электрона определяется тремя квантовыми числами. Квант это волновой параметр вещества, который определяет энергию атома и характеризует частотные параметры молекулы.

1. Главное квантовое число (n) определяет общую энергию электрона на данной орбитали. Совокупность орбиталей, имеющих одинаковое значение главного квантового числа, называют энергетическим уровнем. Совокупность электронов, находящихся на одном энергетическом уровне, образуют энергетический слой.

2. Существенное различие в энергетическом состоянии электронов, отражается побочным (орбитальным) квантовым числом (l). Электронное облако имеет сферическую форму и не обладает направленностью в пространстве.

3. Движение электрона по замкнутой орбите вызывает появление магнитного поля. Состояние электрона, обусловленное орбитальным магнитным моментом, характеризуется третьим квантовым числом (m_e). Это квантовое число определяет ориентацию орбитали в пространстве, выражая проекцию орбитального момента импульса на направление магнитного поля. Магнитное квантовое число m_e может принимать значения любых целых чисел, как положительных, так отрицательных. Таким образом, m_e характеризует число ориентаций электронного облака в пространстве.

Химические и физические свойства атома зависят, прежде всего, от строения его электронных оболочек. Рассмотрим механизм распределения электронов в атоме и главным образом тех из них, которые обусловливают химические свойства материалов.

Состояние электронов в атоме можно описать: 1) по принципу Паули, 2) по правилу Гунда, 3) по принципу наименьшей энергии.

Для многоэлектронных атомов в пределах одного энергетического уровня величина энергий различна и возрастает с увеличением суммы n+l [2]. Энергия электрона в основном определяется квантовыми числами *n* и *l*, поэтому вначале заполняются те подуровни, для которых сумма значений квантовых чисел *n* и *l* минимальна. В невозбуждённом состоянии атома электроны распределяются таким образом, чтобы суммарная энергия их была минимальна. По правилу Гунда в целом последовательность заполнения электронами атомных орбиталей подчиняется стремлению системы к минимуму энергии.

В зависимости от природы взаимодействующих элементов тенденция к перестройке внешней оболочки атома достигается тремя путями: отдачей, присоединением или обобществлением электронов атомов этих элементов при образовании между ними химической связи. При этом атомы с числом электронов во внешнем слое меньше четырех обычно отдают электроны (восстановители), а с числом электронов больше четырех обычно принимают электроны (окислители).

Способность атома отдавать или присоединять электроны зависит также от его радиуса и характеризуется величинами энергии ионизации, энергии сродства к электрону, а в составе молекулы относительной электроотрицательностью атома.

Электроотрицательность (ЭО) используется для характеристики способности атома элемента притягивать к себе общие электроны молекулы. За единицу электроотрицательности принята электроотрицательность атома лития (Li), равная 1,0 кДж/моль. Максимальная электроотрицательность фтора (F) 4,0 кДж/моль. Электроотрицательность увеличивается в пределах периода с увеличением заряда атомного ядра. Чем больше электроотрицательность, тем сильнее выражены у элемента неметаллические свойства и окислительная способность, а при малой электроотрицательности элемент обладает выраженными металлическими свойствами и высокой восстановительной способностью.

По закону Кулона при увеличении заряда ядра сила притяжения внешних электронов возрастает, а при увеличении радиуса атома уменьшается. Химическая связь это совокупность сил, связывающих атомы, ионы или молекулы друг с другом в новые устойчивые образования: молекулы, сложные ионы, ассоциаты. Возникновение химических связей – процесс самопроизвольный и причина его – уменьшение энергии системы. Образование любой химической связи всегда сопровождается выделением энергии, а разрыв химической связи её поглощением. Связи могут быть внутримолекулярные и межмолекулярные, которые различаются между собой в десятки раз. Образование внутримолекулярных химических связей происходит при сближении атомов за счет неспаренных электронов с антипараллельными спинами. В зависимости от того, каким образом взаимодействует общая электронная пара с ядрами соединяемых атомов. Различают три вида химической связи: ковалентную, ионную и металлическую. Металлическая связь характеризуется слабым взаимодействием свободных электронов с ядрами соединяемых атомов и полной делокализацией этих электронов между всеми атомами в кристалле, что обеспечивает устойчивость данной связи. Движение общих электронов в металле осуществляется по молекулярным орбиталям, возникших за счет слияния большого числа свободных атомных орбит соединяемых атомов и охватывающих их ядра. В случае металлической связи невозможно говорить о направленности этой связи, так как общие электроны делокализованы равномерно по всему кристаллу, это обеспечивает электропроводность, теплопроводность и ковкость. Исходя из этого, внутреннее строение материала напрямую подчиняется внешним магнитным и электрическим полям, реагирует на их изменение, что сопровождается перестройкой и формированием поверхностей трения при нестабильном энергетическом состоянии. Появляется техническая возможность осуществлять процессы управления и образования поверхностных и межповерхностных плоскостей в условиях трибологического воздействия.

Таким образом, научная гипотеза предполагает возможность управления процессами превращения поверхностных изменений за счёт трения в условиях энергетической

нестабильности, влияя на молекулярное состояние материала и образования защитных плёнок магнитным полем.

Актуальность. Развитие машиностроения, особенно тяжёлого, требует разработки новых систем для передачи усилия на тяжелонагруженные механизмы, которые в свою очередь усложняют конструкцию и увеличивают удельную нагрузку на агрегаты гидравлических систем, в первую очередь насосов. Работоспособность системы, будь то гидро или масляная, зависит от расчётных параметров при изменении которых на 2..3 мкм плунжерных пар и 10…20 шестерёнчатых пар, но при этом значительно падают эксплуатационные параметры системы. Это требует необходимости восстановления параметров до эксплуатационных.

Важным направлением в поддержании агрегатов в рабочем состоянии есть восстановление поверхностей трения в использовании безразборных технологий. Процессы избирательного переноса изменили представление трибологии об износе. Перспективным и наименее изученным направлением трибологии является управление перемещением продуктами износа с использованием внешних источников энергии.

Восстановление с использованием внешних источников энергии перспективная и энергетически привлекательная технология. При микронном износе поверхностей, массовая доля материала для восстановления составляет доли процентов от массы изделия. Использование магнитного поля как внешнего источника энергии один из путей решения задачи. Восстановление прецизионных пар трения трудоёмкий и финансово затратный, требующий точности исполнения на всех этапах технологического процесса. В настоящее время трибология не располагает теоретическими и экспериментальными работами относительно управления процессами изнашивания и восстановления деталей пар трения под действием внешних источником энергии, таких как электрические и магнитные поля.

Для обеспечения процессов восстановления проведены исследования образования поверхностных защитных плёнок при трении под действием внешнего МП.

Первый этап исследований помог объяснить, как МП влияет на образование защитных структур, в чём состоят отличия и какие технические преимущества даёт это влияние. Для этого использовали оригинальный трибологический комплекс позволяющий изучить поведение продуктов изнашивания в зоне контакта. Известно, что пара-, диа- и ферромагнетики имеют различные физические свойства в МП. Для этого в условиях трения скольжения без смазки исследованы различные структуры (рис. 1а), которые позволили определить технические параметры образования защитных плёнок (ЗП) при трении. Установлено, что износостойкость увеличилась почти в пять раз (рис. 1б).

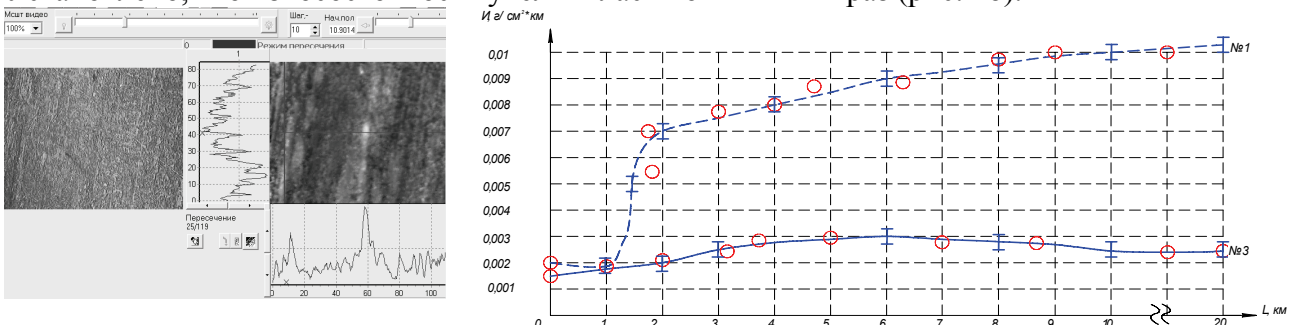


Рис. 1. а) Топография поверхности трения стали 4 в условиях трения скольжения без смазки при действии МП. б) сравнительные параметры изнашивания 1-без МП, 3- под влиянием МП

То есть, показано активное влияние направленного действия МП, что требует глубокого изучения механизма изнашивания и процессов протекающих в зоне трения. Учитывая, что основная масса механизмов включает узлы трения работающие в условиях смазки, а износ материалов происходит за счёт разрушения поверхностей трения, дальнейшие исследования состояли в изучении механизма трения под направленным

действием МП, с участием продуктов износа в зоне трущихся поверхностей в индустриальном масле И-20А.

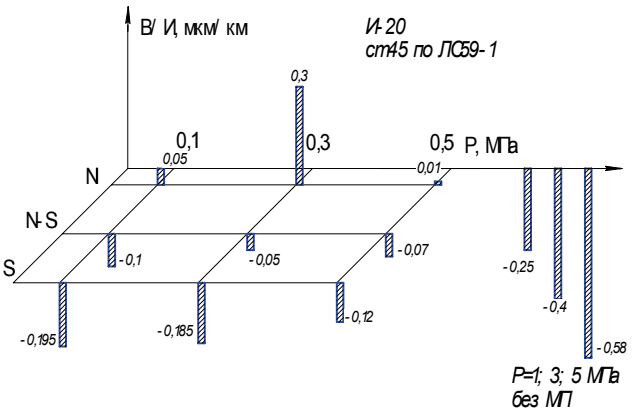


Рис. 2. Гистограммы относительного процесса трибовосстановления стали 45 в среде индустриального масла И20-А под направленным действием магнитного поля и нагрузкой по контртелу ЛС59-1

Анализ результатов исследования представленных на рис.2 показал, что изменение направления МП активно влияет на трибологических параметрах модели изнашивания в смазывающей среде И-20. На полюсе N постоянного неравномерного магнита, реализуется механизм восстановления поверхности ферромагнитного материала при трении. Если проследить динамику изменения трибологических параметров трения стали 45 по латуни ЛС59-1, отличительной характеристикой механизма трения являются условия восстановления образца, вследствие механического переноса продуктов износа как ферромагнитного, так и диамагнитного класса. Ферромагнетики удерживаются в МП у зоны трения образца концентрируясь на кромках, что обеспечивается положительным градиентом силовых линий. Диамагнитные составляющие определяют место расположения около зоны трения, и часть их попадает под набегающий образец и закрепляется на его поверхность.

Формирование пары трения в основном определяется тремя слагаемыми: две поверхности, перемещающиеся относительно друг друга и среды, в которой они находятся. Образование несущей структуры (которая может значительно отличаться от исходных материалов) проходит при больших температурах и давлениях в локальных местах, что провоцирует вынос материала. Предполагаем, что места фактических площадей контакта являются наиболее активными точками поверхности с неустановившимся энергетическим состоянием. Именно эти места будут восстанавливаться в рабочей среде. В объёме рабочей среды всегда есть модифицирующие добавки и продукты износа, которые будут улучшать поверхность трения.

Выводы:

Таким образом, гипотеза основной идеи включает:

3. условия изменения параметров электронной оболочки образовавшихся защитных плёнок в процессе трения;
4. рассмотрение возможностей перемещения материала на поверхность трения, учитывая её нестабильное состояние;
5. изучение и определение возможности управления прохождения электрического тока с целью восстановления поверхностей трения в противоизностных и других жидких средах;
6. рассмотрение возможности управления электронной структурой материала управляемым магнитным полем в процессе трения.

Список литературы:

1. *Вонсовский С.В.* Магнетизм. – М.: Наука, 1971. – 1032 с.

2. *Загурская И.Н.*, Цымай Д.В., Загурский И.Н. Неорганическая химия: учебное пособие. – Орёл: Орел ГТУ, 2008 – 180 с.

УДК 621.891

М.М. Свирид, кандидат технічних наук, доцент
Л.Б. Приймак, аспірант,
О.Є. Якобчук, старший викладач,
В.М. Бородій, старший викладач,
В.М. Чехівський, студент,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ МОДУЛЬОВАНОГО ЕЛЕКТРИЧНОГО СИГНАЛУ НА ТРИБОЛОГІЧНІ ПАРАМЕТРИ ПОВЕРХОНЬ

В статті розглядається питання впливу модульованого електричного сигналу на трибологічні параметри поверхонь. Для проведення процесу відновлення поверхонь тертя в експлуатації за електрохімічними технологіями необхідно створити умови існування електричного струму між анодом і катодом. Технологічні умови, що використані в даній роботі, базуються на фізичних законах доменної провідності діелектричних рідин.

Незалежно від умов експлуатації машин чи механізмів змінюються їх фізико-механічні і геометричні параметри деталей. Згідно цього машина потребує технічного обслуговування чи відновлення. На практиці з одного боку ремонту уникнути неможливо, а з другого - він є економічно доцільним, так як понад 90 % деталей віднесених до категорії «неприродних» при зношенні до 0,1-0,3 мм, відповідає 0,5-0,1 % маси деталі і після відновлення на 75 % можна використовувати вдруге. Найбільш працезатратне відновлення припадає на прецизійні пари механізмів насосів. Значна частина механізмів прецизійних конструкцій працює в струмонепровідних середовищах, що значно зменшує технологічну можливість проводити відновлення пар тертя за безрозбірними технологіями. Нанесення покриттів на поверхні тертя товщиною 10…20 мкм найбільш ефективно та економічно доцільно електрохімічними методиками. Проте електрохімічна технологія потребує умов проходження струму від аноду (матеріалу що розчиняється під впливом зовнішньої енергії) до катоду (деталі або поверхні, що відновлюється). Опір середовища є основним параметром, що не дозволяє струму підтримувати електрохімічні процеси. Таким чином, необхідно створити такі технологічні умови системи при яких зменшується опір робочої речовини. В роботі розглянуто електрохімічні параметри, що дозволяють зменшити електричний опір робочої рідин ПЕГ-400 75%). Для регулювання інтенсивності насичення поверхні деталей (катоду) іонами матеріалу від донора (аноду) в умовах електрохімічного переміщення рушійним параметром є частота струму. Визначення електричних параметрів середовища є початковий етап формування стратегії процесів електрохімічних технологій. Тому визначення властивостей провідності були електропровідні рідини ПЕГ-400-75% з параметрами високого електричного опору є необхідною технологічною операцією. Для цього від допоміжного електроду (Cu) через робочу рідину пропускали струм з заданою частотного від генератора напругою 60 В, де видно, що в залежності від частоти сигналу сила струму змінювалася. На рис. 1 криві характеризують сумарну електропровідність; молярну – міцел від ПЕГ-400 75% та електронною за рахунок 25% води, де видно, що на частоті від 1 кГц сила струму різко збільшується. Випрямлений струм (крива 2) має меншу силу з аналогічними характеристиками змінного (крива 1). Таким

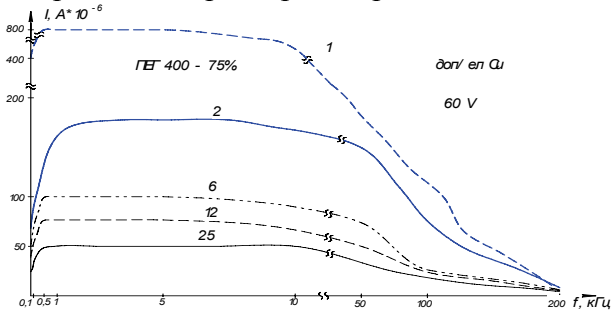


Рис. 1 Графік зміни сили струму в середовищі ПЕГ-400 75% в залежності від частоти струму з допоміжного електроду (мідь): 1 - змінний струм; 2 - через діод; 6 - скважність 6 Гц; 12 - скважність 12,5 Гц; 25 - скважність 25 Гц

чином, підвищення частоти струму до 1…7 кГц сприяє його проходженню через робочі рідини з високим електричним опором. Подальше збільшення частоти зменшує провідність ПЕГ-400 75%.

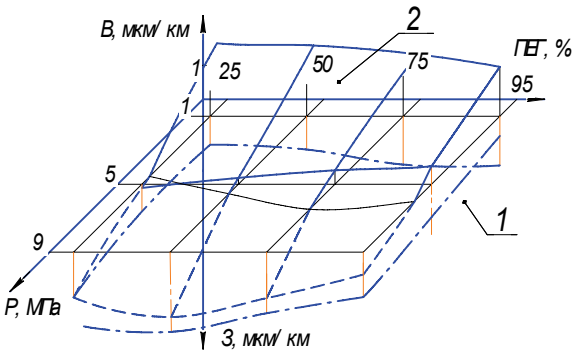


Рис. 2. Трибологічні параметри сталі 2 по ЛС59-1; площина №1- ЛС59-1; площина № 2- сталь 2

За представлених умов основною характеристикою електрохімічної технології є необхідність підвищувати частотні параметри сигналу, що проходить через анод (донор) до катоду (деталі). Трибологічні параметри вузла тертя (зразок сталь 45 по контртілу латуні ЛС59-1), що слугують катодом та анодом – міддю (допоміжний електрод). Слід зазначити, що в діапазоні робочих параметрів пари тертя (навантаження від 1 МПа до 9 МПа, при швидкості переміщення 0,5 м/с) інтенсивність вібраційних коливань (які фіксували за допомогою програми SpektruLab) найбільша в діапазоні 1…10 кГц. Даний діапазон вібраційного сигналу виявляє активну деформаційну складову тертя, яка характеризується внутрішніми структурними змінами, інтенсивність яких виражається силою сигналу в децибелах. Згідно одержаних результатів вібраційної складової при трибологічних дослідженнях, та параметрах електропровідності в розчині ПЕГ-400 концентрацією 75% і залежності від частоти в діапазоні від 20 Гц до 200 кГц, дослідним шляхом (рис. 1) було встановлено, що збільшення частоти вище 7 кГц зменшує силу струму за рахунок збільшення опору середовища.

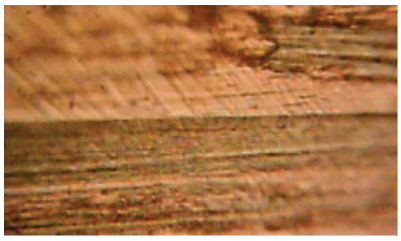


Рис. 3. Топографія поверхні тертя стали 2 на частоті 1000 Гц імпульсного однонапівперіодного струму

Трибоелектрохімічні процеси на поверхні тертя на режимах однонапівперіодного струму (рис.1., крива 2) знижуються, при цьому погіршуються топографічні показники поверхні тертя (рис. 3). Значний зріст оксидних плівок в процесі тертя, що досягають до 15…20 мкм їх потужні зриви провокують шорсткість до 30 мкм та розподіляються, приблизно, на половині площі тертя. Представлена поверхня тертя відповідає режиму рис. 2 при навантаженні 9 МПа, ПЕГ-400 концентрацією 75%, частота електричного сигналу 1 кГц імпульсного однонапівперіодного струму.

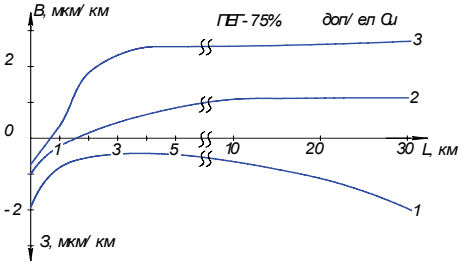


Рис.5. Трибологічні параметри пари тертя Ст2 по ЛС59-1 в умовах частотної модуляції електрохімічного сигналу. 1 - однонапівперіодний однонаправлений випрямлений струм 1000 Гц; 2 - випрямлений двохнапівперіодний одононаправлений струм 1000 Гц; 3 – імпульсний однонаправлений двох-напівперіодний 1000 Гц модульований, перериванням на 6 Гц струм.

В представленому механізмі зношування значну роль виконують деформаційні складові поверхні матеріалів. Тому для підсилення ефекту деформаційної складової на параметри кристалічної гратки, використовуємо імпульсну складову електричного сигналу (рис. 4), для цього проводимо модуляцію частотної складової, яка фізично впливає на поверхневу структуру матеріалу.

Параметр сигналу вибраний таким чином щоб переміщення матеріалу донора проходило за рахунок струму з частотою 1 кГц від аноду, а модульований імпульс, що складає 6 Гц, впливає на структурні зміни в період деформації поверхні. Струм від аноду (донора) через робоче середовище на поверхні тертя (катод) збільшує деформаційну складову.

Енергетична нестабільність поверхні характеризується деформаційними параметрами які вона набуває під впливом модульованого електричного струму (6 Гц) та механічної складової. Сприяє підвищенню деформації та електропровідність системи відображаються на трибологічних параметрах пари тертя (рис. 5) Де можна виділити умови відновлення під дією імпульсного однонаправленого двохнапівперіодного струму в 1000 Гц, модульованого перериванням в 6 Гц. Підвищення струму при змінній напрузі пояснюється тим, що моліони ПЕГ-400 75% (як і диполі) встигають розвертатися самі за зміною частоти. Тобто діапазон робочого параметру електропровідності ПЕГ-400 знаходиться в межах частот від 1 кГц до 7 кГц. .

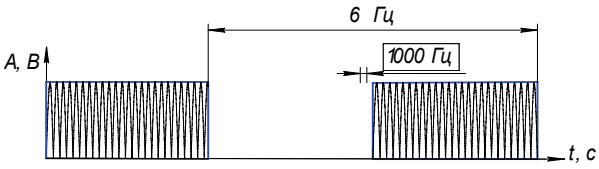


Рис. 4. Параметр електричного сигналу

Діелектричні втрати визначаються іонною та електрофоретичною провідністю, тобто переміщенням електричних зарядів згідно направленню електричного поля. Трибологічні параметри сталі 2 при концентрації ПЕГ-400, 75% по ЛС59-1 показані на рис. 5, де відмічено, що в процесі тертя на поверхні сталі, точково з'являються продукти зносу латуні досягаючи кількості 80%...95% від загальної площі тертя. Більш активний перенос складових мідного плаву відмічається при концентрації ПЕГа 75% за рахунок іонно-електронної провідності розчину води в ПАВ. При параметрах електричного сигналу (рис. 1, крива 6) 1 кГц з частотою перемикань 6 Гц трибологічні параметри підвищуються рис. 5, крива 3, а коефіцієнт тертя знижується до 0,05..0,07.

Топографія поверхні тертя набуває рельєфу рівня полірування з товщиною плівок до 1 мкм, рівномірно розміщеною по всій зоні тертя (рис. 6). Тонкі плівки характеризуються еластичністю та високою адгезією до поверхні.

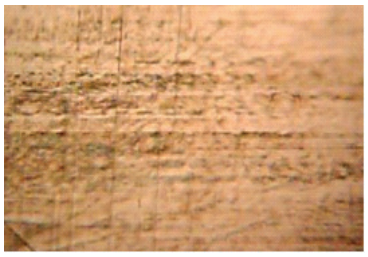


Рис. 6. Поверхні тертя сталі 2 на частоті 1000 Гц і перемиканні імпульсного струму 6 Гц

Сигнали вібрації, що випромінюють процеси тертя [1], активно продукуються на частотах від 1 до 8 кГц, подальший спектр частот зі значно нижчими показниками. Тому електричний сигнал 1000 Гц модульований електронним перемикачем з частотою 6 Гц в 75% середовищі ПЕГ-400 взято за основний параметр, для дії на зону тертя. Трибологічні показники, що знижують знос пари тертя сталі 2 по ЛС59-1 майже в 2 рази приведені на рис. 5, крива 2. Таким чином процеси відновлення можливо проводити при використанні мастильних матеріалів електролітичного походження. Основною вимогою використання ПЕГ-400 концентрації більше 75% є режими, що не приводять систему до корозійного процесу як в період технології відновлення так і після. Головним недоліком трибоелектрохімічних методик є неможливість використання процесу в робочих середовищах, що не проводять електричний струм. Тобто рідини, що не мають електронної або іонної провідності.

Найбільш використовувані робочі середовища в механічних системах є мастила, які зменшують зношуваність робочих поверхонь, але вони є діелектриком, що не пропускають електричний струм в загальних умовах. Визначення особливих параметрів струму, що здатні підвищити електропровідність мастил, є нагальною проблемою.

Для дослідження відібрано мастило загального призначення І-20А, яке випускається промисловістю з найменшою кількістю домішок та модифікаторів. Для здобуття дослідницьких даних використовували індустріальне масло в якому проводили трибологічні випробування. Підходи і методика вирішення проблеми проходження струму через робоче середовище з фізичної сторони залишаються стабільні, при підвищенні частоти збільшується струм між катодом і анодом. Слід відмітити, що на частоті 50 кГц величина струму, в мастилі І-20А, майже 8…10 разів перевищує частоту 40 кГц або 70 кГц. Такі пояснення відповідають резонансному механізму, що може відбуватися на частотах максимальних діелектричних втрат.

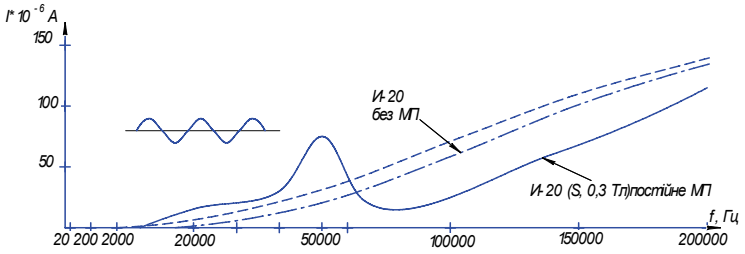


Рис. 6. Залежність електричного струму від частоти сигналу в середовищі І-20

Енергетика міжмолекулярної взаємодії – це енергія активації процесу переорієнтації диполів молекул [2, 3] виходячи з частотних залежностей діелектричних характеристик масла.

Тобто для пробою індустріального масла на частоті ~50 кГц потрібна найменша енергетична затрата, з графіка (рис. 6) можна зробити висновок, що на різних частотних параметрах (наприклад 50 кГц і 160 кГц) енергія активації мінімальна. Трибологічні параметри зразків сталі 45 по латунному контртілу в індустріальному маслі представлені на рис. 7.

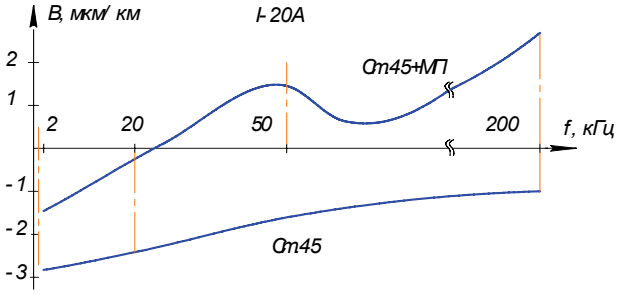


Рис. 7. Трибологічні параметри пари тертя Ст45 по ЛС59-1 в мастилах при зміні частоти струму

Таким чином для проведення процесу відновлення, на режимі експлуатації, поверхонь тертя за електрохімічними технологіями необхідною умовою є існування електричного струму між анодом і катодом. Технологічні умови, що використані в даній роботі, базуються на фізичних законах доменної провідності діелектричних рідин. Відомо, що з підвищенням частоти електричного сигналу через діелектрик проходить його пробій, при накопиченні частки електричних зарядів. На рис. 6 приведені данні проходження струму через мастило, яке було використане в вузлі тертя, тому в результаті умови проходження струму відмічаються уже на частоті від 160 кГц. Якби масло було ідеально чистим параметри проходження струму почалися б з частоти біля 5-7 ГГц. Таким чином зміна фізичних якостей масла супроводжується допо-міжними елементами в його складі, що надходять з умов тертя. Трибологічні параметри сталі 45 в індустріальному маслі відображені на рис. 7, де видно що параметр частоті 50 кГц дещо змінює умови зношування сталі 45 підвищенням стійкості. Додаткове використання магнітного поля вказує на відновлювальні умови поверхні тертя за рахунок переходу донора і латунної складової контртіла, чому сприяє проходження струму в електродній складовій від аноду до катоду – поверхні тертя на частоті резонансу 50 кГц. З приведених даних видно, що трибологічні параметри пари сталь-латунь змінюються в залежності від проходження високочастотного струму через зону тертя.

Висновки

1. На базі приведених досліджень можливо зробити висновок, що основою електрохімічного відновлення поверхонь тертя є речовини, що являються провідниками електричних зарядів.

2. Для забезпечення електропровідності необхідно створити умови для переміщення електричних зарядів, що можливо за допомогою зміни частоти струму.

Список літератури

1. Спосіб відновлення поверхні тертя. Патент на корисну модель № 36601, G01N 3/56, Заявка u200809664, 23.07.2008. Опубл. 27.10.2008, Бюл. № 20. – 2 с.

2. Френкель Я.И. Кинетическая теория жидкостей. М.: Наука, 1975, – 460 с.

3. Глесстон С., Лейдлер К., Эйринг Г. Теория абсолютних скоростей реакцій. ИЛ, М., 1948. – 585 с.

УДК 621.795.2

М.І. Кисляк, В.В. Комаров., В.І. Кравцов, д.т.н., проф.
(Національний авіаційний університет, Україна)

МІЦНІСТЬ ПРОСТОРОВО ВИКРИВЛЕНИХ ПРУЖНИХ ЕЛЕМЕНТІВ ПРИ ЦИКЛІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

У статті показано на принципову можливість числового визначення витривалості просторово викривлених елементів конструкцій при циклічному навантаженні. Основну увагу приділено визначенню напружено-деформованого стану, як основної складової при будь-яких способах розрахунків на циклічне навантаження. Приведено приклад одержання характеристик напружено-деформованого стану пружини.

Циклічні навантаження здійснюють основний вплив на деталі машин і елементи конструкцій, більшість яких виготовляються із сталей. Експериментальне визначення показників опору утоми в кожному конкретному випадку – тривала й надзвичайно дорога процедура, пов'язана з побудовою діаграм Велера. Необхідність скорочення матеріальних і технічних витрат вимагає розробки методів прогнозування властивостей сталей, у тому числі й на основі узагальнення отриманих раніше експериментальних даних. Одним з найбільш розповсюджених елементів конструкцій, що працюють при циклічному навантаженні є пружини. Пружини, що працюють під навантаженням протягом тривалого часу, а також що працюють в тяжких умовах динамічного навантажения, із часом знижують свою несучу здатність. Однією з основних експлуатаційних вимог, пропонованих до таких пружин, є вимога високої витривалості. У цей час єдиним надійним засобом визначення циклічної міцності пружин, що працюють із високими швидкостями стиску, є експериментальне визначення обмеженої витривалості, а також границь витривалості при різній асиметрії навантаження [1].

Питання аналізу працездатності й випробувань пружин внаслідок недостатності нової інформації з них на сьогоднішній день носять актуальний характер. Таким чином, існує необхідність розробки сучасних алгоритмічних методів визначення характеристики напружено-деформованого стану елементів конструкцій при циклічному навантаженні.

Відомо, що для дослідження витривалості елемента при його тривалому знакозмінному навантаженні необхідно знати всі параметри його напружено-деформованого стану. Само по собі завдання визначення напружено-деформованого стану пружини при її нелінійному просторовому деформуванні є досить складним. Тому основною проблемою при визначенні витривалості пружин при циклічному навантаженні є визначення насамперед напружено-деформованого стану в її витках.

Для визначення напружено-деформованого стану витків пружини застосуємо метод чисельного дослідження, описаний в [2], що дозволяє визначати всі характеристики напружено-деформованого стану довільно просторово вигнутого елемента при його необмеженому просторовому деформуванні. Для нашого випадку таким елементом є виток пружини.

Позначимо a радіус поверхні обертання, на яку навивається спіраль (радіус гвинтової осі), N - число витків, d - діаметр поперечного перерізу, G - модуль зсуву. Нахилом витків у розглянутій постановці зневажаємо.

Для обчислення напружень розсічемо елемент площиною, що проходить через вісь циліндра. Розглянемо рівновагу виділеної частини (рис. 1, а). На неї діє зовнішня сила P и напруження в перетині.

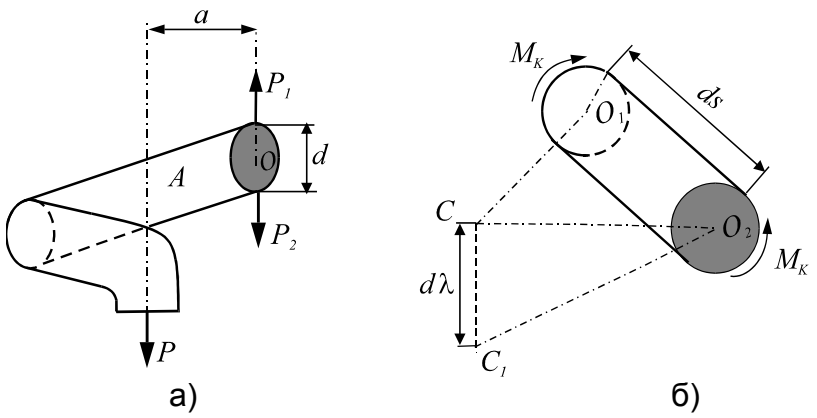


Рис. 1. Зусилля (а) і моменти (б) у перетинах елемента

Для з'ясування характеру внутрішніх напружень прикладемо в центрі O кругового перетину елемента сили P_1 і P_2, рівні за величиною P и спрямовані по вертикалі в різні сторони. Завдяки тому, сила P_2, і пари сил P, P_1 з моментом $M_K = Pa$ лежать у площині проведеного перетину, вони повинні зрівноважитися дотичними напруженнями. Сила P_2 зрушує відсічену частину спірального елемента вниз і викликає появу однакових у всіх точках перетину дотичних напружень $\tau_1 = \dfrac{P_2}{F} = \dfrac{4P}{\pi d^2}$, які паралельні силі P_2 і спрямовані в протилежну їй сторону. Момент пари M_K викликає крутіння і є причиною виникнення другої групи дотичних напружень $\tau_2 = \dfrac{M_K}{I_P}\rho$. Ці напруження пропорційні відстані ρ від центру перетину до розглянутого елемента й спрямовані по дотичній до окружності із центром O, що проходить через дану точку. Максимальні значення τ_2 будуть на контурі перетину: $\max \tau_2 = \dfrac{16Pa}{\pi d^3}$.

Накладаючи обидві групи напружень одну на іншу, одержуємо повний розподіл напружень по перетину. Найбільше сумарне дотичне напруження $\tau_{\max}$ виникає в крапці A контуру перетину, у якій τ_1 і τ_2 однаково спрямовані. У цій крапці повне дотичне напруження

$$\tau_{\max} = \frac{4P}{\pi d^2}\left(1 + \frac{4a}{d}\right).$$

У більшості випадків другий доданок у дужках значно більше одиниці, тому цим напруженням можна зневажити й ураховувати лише крутіння парами Pa. Тоді

$$\tau_{\max} = \frac{16Pa}{\pi d^3} \quad . \qquad (1)$$

При такому спрощенні неважко обчислити переміщення розтягання (у лінійній постановці). Виріжемо із спіралі відрізок довжиною ds двома радіальними перетинами CO_1 і CO_2 (рис. 1, б). Вважаючи на те, що ці перетини дуже близькі, можна прийняти, що до деформації радіуси, побудовані від осі спіралі до центрів проведених перетинів, лежать в одній площині й утворюють трикутник. Після деформації другий перетин, внаслідок скручування ділянки

елемента *ds*, повернеться щодо першого на кут $d\theta = \frac{M_K\, ds}{G I_P}$. Тоді радіус O_2C повернеться щодо радіуса O_1C також на кут $d\theta$ і точка *3* переміститься в положення C_1. У результаті кінець спирали опуститься на величину

$$d\lambda = a\, d\theta\, \frac{a M_K\, ds}{G I_P}.$$

Якщо врахувати, що всі елементи спирали деформуються однаково, то повне переміщення кінця спирали

$$\lambda = \int_0^S \frac{a M_K\, ds}{G I_P} = \frac{a M_K\, S}{G I_P}.$$

Тут *S* - повна довжина спіралі, а $\frac{M_K\, S}{G I_P}$ - взаємний кут закручування кінців спирали.

Враховуючи, що повна довжина гвинтової спіралі $S = 2\pi a N$, маємо

$$\lambda = \frac{64 P a^3 N}{G d^4}. \qquad (2)$$

Підставляючи отримані геометричні параметри в методику чисельного дослідження [2], можна одержати необхідні характеристики напружено-деформованого стану й потім використовувати їх у розрахунках на витривалість при циклічних навантаженнях. Як приклад на рис.2 показані значення крутних моментів у витках пружини по всій її довжині при її нелінійному просторовому деформуванні на довільно обраному кроці інтегрування.

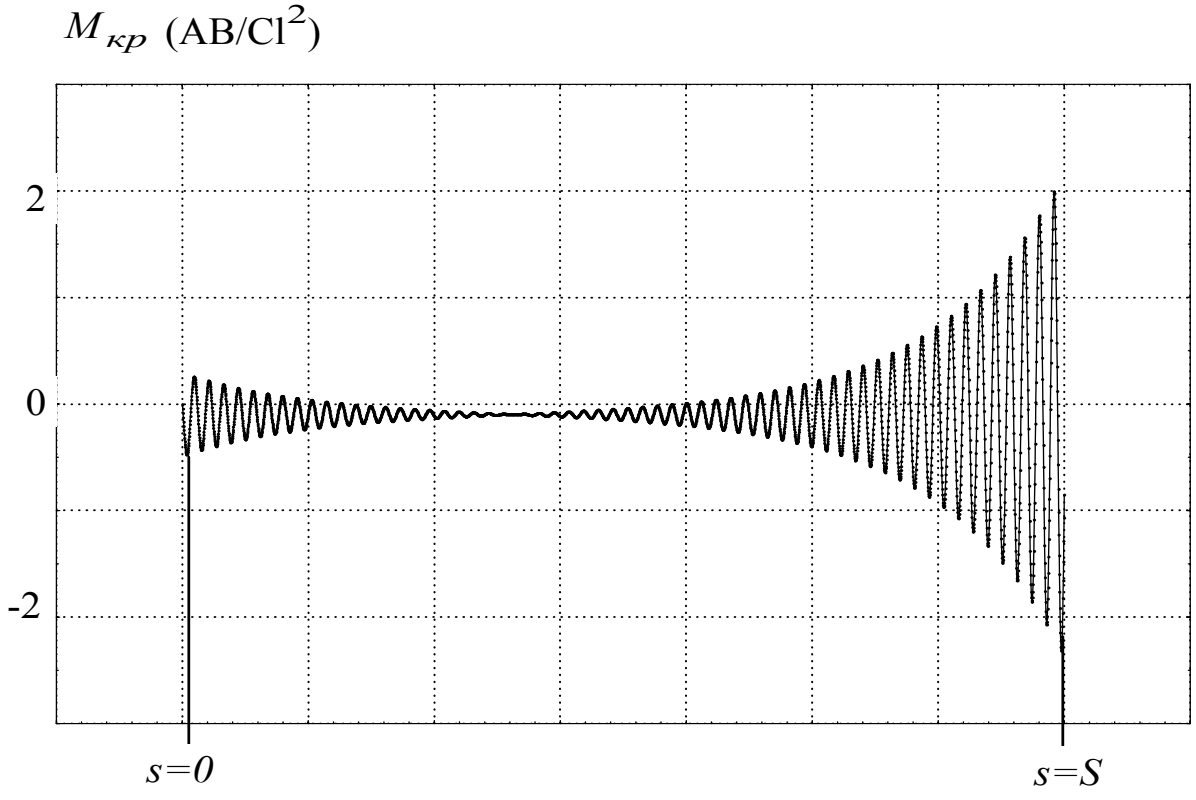


Рис. 2. Значення крутних моментів у всіх витках пружини в деформованому стані

Руйнування пружини від утоми відбуваються внаслідок багаторазової зміни напружень і пов'язане з місцевими пластичними деформаціями в окремих слабких мікрообсягах (зернах). При високих напруженнях і великому числі їх повторень на поверхні пружини виникає тріщина, що поширюється по перетину витка, що й приводить до поломки пружин. Більшість конструкцій циліндричних пружин розтягання-стиску працює при знакопостійному циклі з різним коефіцієнтом асиметрії.

Границею витривалості називається таке максимальне напруження, при якому матеріал витримує, не руйнуючись, фактично необмежене число циклів. Границя витривалості змінюється залежно від коефіцієнта асиметрії $r = \frac{\tau_{\min}}{\tau_{\max}}$ (або $r = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$) і залежить від марки стали, перетину прутка, термічної обробки і якості поверхні пружини. Найбільше число коливань, що витримуються пружиною до руйнування, залежить не тільки від максимального напруження, але й від амплітуди самих коливань: чим більше амплітуда коливань при даному максимальному напруженні, тим менше число циклів витримують пружини.

Список літератури

1. Остроумов В.П. Виробництво гвинтових циліндричних пружин. М.: Машинобудування, 1970.
2. Кравцов В.І. Механіка гнучких морських конструкцій. Київ.: Наукова думка, 1999. - 132с.

УДК 539.

В.І. Кравцов, д.т.н., проф., Я.В. Чкана
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЧИСЕЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПРОСТОРОВО ВИКРИВЛЕНИХ ПРУЖНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

У статті розглянуто чисельний метод визначення напружено-деформованого стану та стійкості просторово викривлених пружних елементів при їх необмеженому деформуванні під дією довільного вектору статичних, квазістатичних або динамічних зусиль. Стисло описано математичне обґрунтування методу, яке базується на відомих підходах Кірхгофа і Ейлера. Розв'язання задач здійснюється за допомогою метода подовження за параметром сумісно з методом Ньютона-Канторовича.

Складні і важкі режими експлуатації гнучких елементів зв'язані, як правило, з необхідністю спеціального вивчення і визначення діючих на них сил, урахуванням сильної нелінійності розв'язувальних рівнянь, можливості втрати стійкості рівноваги і з вимогою дослідження поведінки системи в закритичних станах. Диференціальні рівняння, що описують їх деформування, мають високий порядок і містять нелінійності складного вигляду. Пошук їх розв'язку аналітично стає неможливим, що спонукає широко залучати методи обчислювальної математики. Розв'язування таких задач виявляється можливим тільки сучасними методами нелінійного аналізу, застосування яких спонукає до вибору модифікації розв'язувальних рівнянь, що забезпечували б алгоритмічність і ефективність підходів, що використовуються. До цього часу вказані дослідження не отримали необхідного розвитку через відсутність достовірних математичних моделей, які досить просто і ефективно реалізовуються у вигляді алгоритмів і програм для числового розв'язування задач, що розглядаються.

Для опису рівноваги і деформування будемо розрізнювати зовнішню і внутрішню геометрію, прийнявши для їх визначення відповідно підходи Лагранжа і Ейлера. Внутрішня геометрія, яка внаслідок незмінності довжини залишається постійною, задається координатою s, що вимірюється відстанню вздовж осьової лінії від початкової точки до поточної, і пересувної, жорстко пов'язаною з поперечним перерізом, що розглядається, системою координат u,v,w.

Зовнішня геометрія визначає положення кожної точки та усієї пружної лінії у системі координат $Oxyz$. Введемо природний тригранник пружної лінії з одиничними ортами головної нормалі $\overline{n}$, бінормалі $\overline{b}$ і дотичній $\overline{\tau}$. Рівняння рівноваги елемента ds деформованого стержня під дією розподіленого навантаження $\bar{f}(s)$, внутрішніх пружних сил $\overline{F}$ і моментів $\overline{M}$ в поперечних перерізах запишемо у в вигляді

$$\frac{\tilde{d}\overline{F}}{ds} + \varpi \times \overline{F} + \bar{f} = 0; \quad \frac{\tilde{d}\overline{M}}{ds} + \varpi \times \overline{M} + \overline{\tau} \times \overline{F} = 0, \qquad (1)$$

де $\tilde{d}/ds$ - локальна похідна, ϖ - вектор кутової швидкості рухомої системи координат при руху її початку вздовж пружної лінії з одиничною лінійною швидкістю.

Спроектувавши векторні співвідношення (1) на осі u,v,w одержимо систему шести звичайних диференціальних рівнянь відносно невідомих F_u,F_v,F_w,M_u,M_v,M_w.

Проекції M_u,M_v,M_w момента $\overline{M}$ на відповідні осі визначаються формулами

$$M_u = A(p - p'), M_v = B(q - q'), M_w = C(r - r'), \quad (2)$$

де A,B - жорсткості при згинанні; $_c$ - жорсткість при крутінні; p, q -кривина проекцій елемента ds на площини, відповідно, $(v,w),(u,w)$; r -крутіння осі елемента (штрихом помічені значення кривизн для недеформованого стану).

Систему рівнянь (1.1), (1.2) доповнимо кінематичними рівняннями Френе

$$\frac{\mathrm{d}\bar{\tau}}{\mathrm{d}s} = \frac{\bar{n}}{\rho}, \frac{\mathrm{d}\bar{n}}{\mathrm{d}s} = -\frac{\bar{\tau}}{\rho} + \frac{\bar{b}}{\mathrm{T}}, \frac{\mathrm{d}\bar{b}}{\mathrm{d}s} = -\frac{\bar{n}}{\mathrm{T}}, \quad (3)$$

яким відповідає система дев'яти скалярних звичайних диференціальних рівнянь відносно змінних $\tau_x,\tau_y,\tau_z,n_x,n_y,n_z,b_x,b_y,b_z$. Тут ρ і T - радіуси кривизни і крутіння відповідно:

$$\frac{1}{\rho} = \sqrt{\left(\frac{d^2x}{ds^2}\right)^2 + \left(\frac{d^2y}{ds^2}\right)^2 + \left(\frac{d^2z}{ds^2}\right)^2}, \frac{1}{T} = r - \frac{d}{ds} arctg \frac{p}{q}. \quad (4)$$

Вектор кутової швидкості знайдемо з формули $\bar{\omega} = \bar{b} / \rho - r\bar{\tau}.$ Запише-мо також наступні рівняння:

$$\frac{dx}{ds} = \tau_x, \frac{dy}{ds} = \tau_y, \frac{dz}{ds} = \tau_z. \quad (5)$$

Зауважимо, що рівняння (1) формулюються в системі координат uvw, а рівняння (3), (5) - в системі координат $Oxyz$.

Зведемо рівняння пружної рівноваги і кінематичні співвідношення в систему звичайних диференціальних рівнян (6):

1. $\frac{dF_u}{ds} = r F_v - qF_w - f_u$, 2. $\frac{dF_v}{ds} = p F_w - rF_u - f_v$, 3. $\frac{dF_w}{ds} = q F_u - pF_v - f_u$,.

4. $\frac{dp}{ds} = \frac{1}{A}\left(A\frac{dp_0}{ds} - Cqr + Cqr_0 + Bqr - Bq_0r + F_v - m_u\right)$,

5. $\frac{dq}{ds} = \frac{1}{B}\left(B\frac{dq_0}{ds} - Arp + Arp_0 + Crp - Cr_0p - F_u - m_v\right)$,

6. $\frac{dr}{ds} = \frac{1}{C}\left(C\frac{dr_0}{ds} - Bpq + Bpq_0 + Apq - Ap_0q - m_w\right)$.

7. $\frac{d\tau_x}{ds} = \sqrt{p^2+q^2}\, n_x$, 8. $\frac{d\tau_y}{ds} = \sqrt{p^2+q^2}\, n_y$, 9. $\frac{d\tau_z}{ds} = \sqrt{p^2+q^2}\, n_z$,

10. $\frac{dn_x}{ds} = -\sqrt{p^2+q^2}\,\tau_x + \left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] b_x$, (6)

11. $\frac{dn_y}{ds} = -\sqrt{p^2+q^2}\,\tau_y + \left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] b_y$,

12. $\frac{dn_z}{ds} = -\sqrt{p^2+q^2}\,\tau_z + \left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] b_z$,

13. $\frac{dx}{ds} = \tau_x$, 14. $\frac{dy}{ds} = \tau_y$, 15. $\frac{dz}{ds} = \tau_z$.

16. $\frac{db_x}{ds} = -\left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] n_x$,

17. $\frac{db_y}{ds} = -\left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] n_y$,

18. $\frac{db_z}{ds} = -\left[r - \frac{q}{p^2+q^2}\left(\frac{dp}{ds} - \frac{p}{q}\frac{dq}{ds}\right)\right] n_z$.

Сформульована в області $0 \le s \le S$ зміни незалежної змінної s система рівнянь має вісімнадцятий порядок. Наявність шести перших інтегралів

$$\tau_x^2+\tau_y^2+\tau_z^2=1,\ n_x^2+n_y^2+n_z^2=1,\ \tau_x n_x+\tau_y n_y+\tau_z n_z=0,$$
$$b_x=\tau_y n_z-\tau_z n_y,\ b_y=\tau_z n_x-\tau_x n_z,\ b_z=\tau_x n_y-\tau_y n_x,$$

витікаючих з ортонормованості базису Френе, дозволяє зменшити її порядок до дванадцятого. Тому для повної постановки двоточкової крайової задачі про вигин криволінійного елемента заданими силами необхідно задати дванадцять незалежних граничних рівнянь; вони виходять з відповідних статичних або кінематичних умов опирання країв.

Для розв'язання нелінійної крайової задачі, що описується системою звичайних диференціальних рівнянь, скористаємося методом продовження розв'язку по параметру. Перепишемо систему рівнянь у вигляді

$$\bar{x}' = \bar{f}(\bar{x}, s, \bar{\lambda}), \tag{7}$$

де $\bar{x}'$ - вектор стану розмірністю $m = 18$; $\bar{f}$ - вектор-функція правих частин; s - незалежна змінна; λ - параметр, що визначає інтенсивність навантаження ; штрихом позначена похідна по s.

На краю $s = 0$ інтервалу 0 s S зміни змінної s задано шість незалежних крайових умов

$$\bar{\varphi}\left[\bar{x}(0)\right] = 0 \tag{8}$$

і шість витікаючих з перших інтегралів (6) рівнянь зв'язку

$$\bar{\theta}\left[\bar{x}(0)\right] = 0. \tag{9}$$

Для замкнення системи розв'язальних рівнянь досить на краю $s = S$ задати шість крайових умов, що залежать від параметру λ ,

$$\bar{\psi}\left[\bar{x}(s)\right] = 0\ . \tag{10}$$

В цих рівняннях $\bar{\varphi}, \bar{\theta}, \bar{\psi}$ позначають шестимірні вектор-функції.

Нехай при деякому значенні параметра $\lambda = \lambda^{(n)}$ відомий розв'язок $\bar{x}^{(n)}(S)$ поставленої задачи. Дамо малий приріст $\delta\lambda^{(n)}$ параметру λ. Тоді відповідну варіацію $\bar{\delta}\bar{x}^{(n)}(S)$ розв'язку $x^{(n)}(S)$ можна знайти з лінійного рівняння

$$\frac{d\delta\bar{x}^{(n)}}{ds} = \frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{x}}\delta\bar{x}^{(n)} + \frac{\partial \bar{f}}{\partial \lambda}\delta\lambda^{(n)}, \tag{11}$$

отриманого лінеаризацією виразу (7). Крайові рівняння для функції $\delta(\bar{x})^{(n)}$ формуються лінеарізацією рівнянь (8) - (10):

$$\frac{\partial\overline{\varphi}}{\partial\bar{x}}\delta\bar{x}^{(n)}(0);\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial\bar{x}}\delta\bar{x}^{(n)}(0);\frac{\partial\overline{\psi}}{\partial\bar{x}}\delta\bar{x}^{(n)}(S)+\frac{\partial\overline{\psi}}{\partial\lambda}\delta\lambda^{(n)}. \qquad (12)$$

Для побудови $\delta\bar{x}^{(n)}(S)$ виберемо серед $\delta\bar{x}_i^{(n)}(S)(i=1,2,3,...18)$ такі шість компонент $\delta\bar{x}_j^{(n)}(S)$, значення яких $\delta x_j^{(n)}(0)$ не порушує перші два векторні рівняння системи (12). Перенумерувавши невідомі $\delta\bar{x}_i^{(n)}(s)(i=1,2,...18)$ так , щоб індекс j одержував значення j=1,2, ...6, розв'язання задачі (11),(12) представимо у вигляді

$$\delta\bar{x}^{(n)}(s)=\bar{y}_\lambda\delta\lambda^{(n)}+Y(s)\delta\bar{c}^{(n)}, \qquad (13)$$

де $\bar{y}_\lambda(s)$ - розв'язок задачі Коши для системи

$$\frac{d\bar{y}_\lambda}{ds}=\frac{\partial\bar{f}}{\partial x}\bar{y}_\lambda+\frac{\partial\bar{f}}{\partial\lambda} \qquad (14)$$

при нульових початкових умовах; *Y(s)* - матриця розміру 12×6 розв'язків системи

$$\frac{d\bar{y}}{ds}=\frac{\partial\bar{f}}{\partial\bar{x}}\bar{y} \qquad (15)$$

з початковими умовами $y_j(0)=(\delta_1^j,\delta_2^j,...,\delta_6^j)(j=1,2,...6)$ для незалежно незалежно варійованих змінних і початковими умовами, що підбираються з перших двох рівнянь (12), для решти змінних $y_i(0)(i=7,8,...,18)$. Вектор сталих $\delta c^{(n)}=\{\delta c_1^{(n)},\delta c_2^{(n)},...,\delta c_6^{(n)}\}$ підбираємо так, щоб задовольнити рівнянню

$$\frac{\partial\overline{\psi}}{\partial\bar{x}}Y(S)\delta\bar{c}^{(n)}=-\frac{\partial\overline{\psi}}{\partial\bar{x}}\bar{y}_\lambda(S)\delta\lambda^{(n)}-\frac{\partial\overline{\psi}}{\partial\bar{x}}\delta\lambda^{(n)}. \qquad (16)$$

Якщо матриця $(\partial\overline{\psi}/\partial\bar{x})Y(s)$ невироджена, то при даному значенні $\lambda=\lambda^{(n)}$ можна знайти вектор $\delta\bar{c}^{(n)}$, відповідний значенню $\delta\lambda^{(n)}$, а потім варіацію початкових умов $\delta x_i^{(n)}(0)(i=1,2,...18)$, початкові умови $x_i^{(n+1)}(0)=x_i^{(n)}(0)+\delta x_i^{(n)}(0)$ при $\lambda^{(n+1)}=\lambda^{(n)}+\delta\lambda^{(n)}$ і відповідні їм розв'язки $\bar{x}^{(x+1)}(s)$.

Стани, в котрих визначник матриці $(\partial\overline{\psi}/\partial\bar{x})Y(s)$ дорівнює нулю, є біфуркаційними. У них система втрачає стійкість.

При практичній реалізації розв'язків побудова матриць Y(s) на кожному кроці варіювання параметра λ здійснюється методом Рунге-Кутта четвертого порядку. Результати розв'язків ряду задач пружного деформування і стійкості гнучких елементів зі складною просторовою геометрією дозволяють зробити висновок, що за допомогою розробленого методу можна дослідити зміну форм їх пружної рівноваги з урахуванням глибоких нелінійностей і аналізувати стійкість і закритичну поведінку. Програми і алгоритми написані на алгоритмічній мові Фортран-77 і дозволяють пристосуватися до сучасних могутніх пакетів типу Exel, Statistika тощо. Достовірність методу перевірена на розв'язанні ряду тестових эадач, а також експериментально. Отримана досить висока збіжність результатів, яка загалом не перевищувала 3-5%.

Список літератури

1. *Кравцов В.И*. Механика гибких морских конструкций. Киев.: Наукова думка, 1999. – 132с.

УДК 515.2

О.А. Вишневський, О.С. Давидов к.фіз.- м.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОПТИМАЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІПЕРБОЛО-ЕЛІПТИЧНИХ ФОРМ ОБВОДІВ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ ГТД.

В роботі розглядається оптимізований графоаналітичний алгоритм розробки математичної моделі для визначення площ перерізів каналових поверхонь повітрозабірників (ПЗ) авіаційних газотурбінних двигунів(ГТД) з обводами гіперболо-еліптичних форм. Розроблена модель передбачає проведення обчислювального експерименту по дослідженню впливу характерного геометричного параметру обводу на величину його площі.

Загальна постановка проблеми та її зв'язок з науково-практичними задачами. Питанням проектування, розрахунку, геометричного моделювання (ГМ) обводів аеродинамічних поверхонь літальних апаратів (ЛА) завжди приділялась достатня увага багатьох вчених і спеціалістів в різний час. При цьому повинна бути виконана основна вимога ІСАО дотримання CALS-концепції, яка формує єдине інформаційне середовище використання виробу на всіх етапах його життєвого циклу [1-3], що потребує вирішення ряду задач оптимізації проектних рішень по конструкціям і компонуванню ПЗ. Так, профілювання зовнішнього обводу ПЗ повинно забезпечити ЛА мінімальний лобовий опір, а оптимальне профілювання внутрішніх обводів характерних перерізів (ХП) повітряного каналу повинно забезпечувати високі значення коефіцієнта відновлення повного тиску ($\sigma_{вт}$ =0,97...0,98) і рівномірне поле швидкостей на вході в компресор ГТД.

Огляд публікацій та аналіз невирішених проблем. В загальному вигляді обводи як внутрішніх, так і зовнішніх форм ЛА і повітрозабірників ГТД мають складні геометричні форми, але більшість з них піддаються геометричному моделюванню кривими другого порядку (КДП), а тому метод КДП в літакобудуванні знайшов широке застосування [3]. Не досліджені питання оптимального ГМ кривих поверхонь на основі КДП та їх обводів і інше[6-7].

Не вирішені задачі по моделюванню обводів на основі КДП за наперед заданими їх габаритними розмірами, що в свою чергу впливає на швидке вирішення задач компонування ПЗ в загальній конструкції ЛА [2,4].

Мета дослідження. В процесі випробувань і експлуатації експериментальних зразків повітрозабірників авіаційних ГТД геометричні форми піддаються корекції та конструктивним змінам, які вимагають від методів і прийомів ГМ гнучкості та управління формою розроблювальних конструкцій, в тому числі і управління формою обводів поверхонь за наперед заданими геометричними і спеціальними умовами. Як відомо, математичне забезпечення для комп'ютерної візуалізації обводу гіперболо-еліптичної форми за наперед заданими габаритними розмірами дозволяє набагато швидше вирішувати задачі компонування ПЗ в загальній конструкції ЛА та являється основою для подальшого конструювання каналових поверхонь ПЗ за наперед заданими габаритними розмірами та іншими спеціальними умовами.

На основі наведеного за мету даної роботи поставлена задача – розробити математичну модель для визначення площ ХП ПЗ з обводами гіперболо-еліптичних форм першого порядку гладкості, яка б включала габаритні розміри обводу і дозволяла проводити обчислювальний експеримент для дослідження впливу заданого параметру на розміри площі обводу.

Результати досліджень. Розглянемо ГМ обводу (рис.1) заданого конструктором у вигляді наближеному до гіперболо-еліптичної форми. За комбінованим методом моделювання складну криву обводу за наперед заданими геометричними параметрами розбиваємо на окремі ділянки (АЕ, ЕС,СВ), найбільш близькі до того чи іншого закону

розподілу кривизни профілю, що описується комбінацією КДП, а ступінь їх випуклості і вид кривої визначаються за дискримінантом d: якщо d>0,5, то маємо дугу гіперболи; якщо d<0,5 – дугу еліпса; якщо d=0,5 – дугу параболи.

При цьому зрощування окремих ділянок виконується із збереженням похідної (дотична t_E у точці зрощування має бути спільною).

Однією із основних характеристик ХП ПЗ ГТД є визначення площі його перерізу, що являє інтерес для інженерної практики, бо знання конкретних значень площ ХП необхідно для розрахунків по визначенню витрати повітря, епюр полів швидкостей течій повітря в них, забезпечення стійкої роботи авіаційного ГТД [5].

В зв'язку з цим геометричні параметри вхідної частини каналу ПЗ визначаються необхідною витратою маси повітря через площу входу за формулою.

$$F_{вх} = m_n / v_{вх}\rho_{вх}\,, \tag{1}$$

де $F_{вх}$ - площа входу; *m*- секундна витрата повітря через двигун; $v_{вх}$ - швидкість повітря на вході; $\rho_{вх}$ - щільність повітря на вході [4]. При цьому площа входу ПЗ розраховується для крейсерської швидкості польоту.

Для обводу гіперболо-еліптичної форми, який показаний на рис.1, площа необхідна для (1) може бути розрахована за формулою(2):

$$S_{ХП} = 2(S_1 + S_2) = 2\left(\int_{x_A}^{x_{ге}} y_1(x)dx + \int_{x_{ге}}^{x_{Be}} y_2(x)dx\right) \tag{2}$$

Для забезпечення плавної форми гіперболо-еліптичного обводу при його ГМ і визначення при цьому загальної площі ХП ПЗ ГТД необхідно визначити – координату точки зрощування гіперболи з еліпсом, в якій вони мають спільну дотичну $t_{E.}$, показану на рис.1, тобто, щоб графіки функцій гіперболи і еліпса забезпечували обвід першого порядку гладкості і стикувались в точці зрощування з однаковими значеннями абсцис необхідно і достатньо виконання наступних двох умов (3)

$$\begin{cases} G(x_{ге}) = E(x_{ге}) \\ G'(x_{ге}) = E'(x_{ге}) \end{cases}, \tag{3}$$

де $x_{ге}$ - абсциса точки зрощування гіперболи з еліпсом.

Канонічна форма рівнянь, які входять в перше рівняння системи (3) має вигляд(4). Гіпербола задається першим рівнянням системи (4), еліпс другим рівнянням.

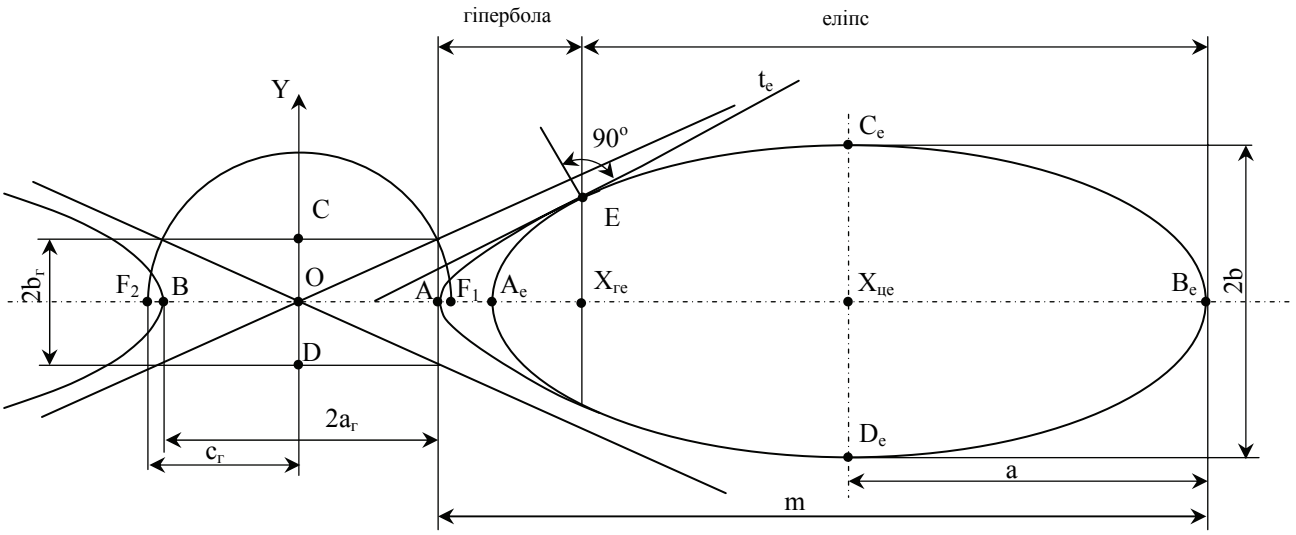


Рис.1 Моделювання обводу перерізу внутрішньої каналової поверхні ПЗ ГТД гіперболо-еліптичної форми за наперед заданими габаритними розмірами

$$\begin{cases} \dfrac{x^2}{a_г^2} - \dfrac{y^2}{b_г^2} = 1 \\ \dfrac{(x - x_{це})}{a^2} + \dfrac{y^2}{b^2} = 1 \end{cases} \tag{4}$$

Тоді вирази для першого рівняння системи (3) з врахуванням (4) можна записати в наступному вигляді:

$$G(x_{ге}) = \frac{x_{ге}^2}{a_г^2} b_г^2 - b_г^2 \tag{5}$$

$$E(x_{ге}) = b^2 - \frac{(x_{ге} - x_{це})^2}{a^2} b^2$$

Систему (3), яка забезпечує в точці зрощування гіперболи з еліпсом обвід з гладкістю першого порядку, з врахуванням формул (5) можна переписати і вона приймає вигляд (6):

$$\begin{cases} \dfrac{b_г^2}{a_г^2} x_{ге}^2 + \dfrac{b^2}{a^2}(x_{ге} - x_{це})^2 = b^2 + b_г^2 \\ \dfrac{b_г^2}{a_г^2} x_{ге} + \dfrac{b^2}{a^2}(x_{ге} - x_{це}) = 0 \end{cases} \tag{6}$$

Із розв'язку системи рівнянь (6) маємо формулу (7) для визначення абсциси точки стику гіперболи з еліпсом:

$$x_{ге} = \frac{a_г^2 b}{b_г} \sqrt{\frac{b^2 + b_г^2}{a^2 b_г^2 + a_г^2 b^2}} \tag{7}$$

Після відповідних перетворень отримаємо наступну формулу:

$$x_{ге} = \frac{a_г^2 b}{b_г a} \sqrt{\frac{1 + \left(\frac{b_г}{b}\right)^2}{\left(\frac{b_г}{b}\right)^2 + \left(\frac{a_г}{a}\right)^2}} \tag{8}$$

Визначимо координату центра еліпса по осі абсцис $x_{це}$, за формулою, яка має вигляд:

$$x_{це} = \frac{1}{b b_г} \sqrt{(a^2 b_г^2 + a_г^2 b^2)(b^2 + b_г^2)}, \tag{9}$$

де a і b розміри півосей еліпса, $a_г$ і $b_г$ розміри півосей гіперболи.

Алгебраїчні перетворення дозволяють отримати наступний вираз:

$$x_{це} = \frac{ab}{b_г} \sqrt{\left(\left(\frac{b_г}{b}\right)^2 + \left(\frac{a_г}{a}\right)^2\right)\left(1 + \left(\frac{b_г}{b}\right)^2\right)} \tag{10}$$

Формули (8) і (10) показують, що при відповідних замінах можна отримати значне спрощення, отриманих у роботі аналітичних виразів.

Площа ХП ПЗ по (2) з урахуванням (7) і (9) дорівнюватиме

$$S_{ХП} = \frac{\sqrt{(b^2 + b_г^2)(a_г^2 b^4 - a^2 b_г^4)}}{b b_г} + ab \arcsin\left(\frac{ab_г}{b} \sqrt{\frac{b^2 + b_г^2}{a^2 b_г^2 + a_г^2 b^2}}\right) -$$

$$- a_г b_г \ln\left(\frac{a_г b \sqrt{b^2 + b_г^2} + \sqrt{a_г^2 b^4 - a^2 b_г^4}}{b_г \sqrt{a^2 b_г^2 + a_г^2 b^2}}\right) + \frac{\pi ab}{2}. \tag{11}$$

Слід зауважити, що важливе значення при цьому має вибір коректних параметрів, які забезпечують гладкість зрощування в точках стику гіперболи з еліпсом. Їх необхідно визначати з умов виконання нерівності (12):

$$a_г^2 b^4 - a^2 b_г^4 \geq 0 \tag{12}$$

Нерівність (12) рівносильна нерівності (13).

$$\left(a_г b^2 + a b_г^2\right)\left(a_г b^2 - a b_г^2\right) \geq 0 \tag{13}$$

Приймаючи до уваги те, що з нерівності $a_г b^2 + a b_г^2 > 0$ випливає нерівність $a_г b^2 - a b_г^2 \geq 0$, маємо нерівність (14), що визначає зв'язок між коректними параметрами.

$$a \leq \frac{a_г b^2}{b_г^2} \tag{14}$$

Висновки та перспективи подальших досліджень:

1. Розглянуто графоаналітичний алгоритм моделювання обводів характерних перерізів повітрозабірників авіаційних ГТД гіперболо-еліптичних форм , що являється основою для проектування їх каналових поверхонь.
2. Отримано математичні моделі для визначення конкретних значень площ обводів з гіперболо-еліптичними формами, які необхідно розраховувати конструктору для забезпечення протікання необхідної маси повітря через ПЗ ГТД, що в свою чергу направлено на сприяння стійкої роботи ГТД з повним згорянням палива в ньому, а також забезпечувати безвідривне протікання повітря.
3. Розроблені моделі дозволяють проводити обчислювальний експеримент по дослідженню впливу характерного геометричного параметру обводу на величину його площі та на управління його формою, а також визначають вибір конкретних значень параметрів обводу.
4. Проектування поверхонь ПЗ на основі гладких обводів сприяє покращенню аеродинамічних характеристик та експлуатаційних і екологічних параметрів авіаційних ГТД, забезпечує зниження аеродинамічних втрат потоку повітря, що в значній мірі дозволяє знижувати шумові характеристики на вході в повітрозабірник і виході з двигуна.

Список літератури

1.Балабуев П.В., Бычков С.А. и др. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями. Ч.2.-Харьков:ХАИ, 2003.-390с.

2.Басов Ю.Ф. Опыт внедрения современных информационных технологий при проектировании двигателей // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Наук.-техн. журн., Харків: ХАІ -2003.- №5.- С.19-24.

3.Пильов В.О. Загальні тенденції розвитку та шляхи удосконалення комп'ютерних технологій підтримки життєвого циклу двигунів внутрішнього згоряння // Двигатели внутреннего згорання: Всеукр. научн.-техн. журн.- 2004.-№1.-С.61-69.

4.Попов В.А., Котлярів А.В. Анализ интегрированной системы управления жизненным циклом изделия // Авиационно-космическая техника и технология: Научн.-техн. журн.-2004.-№6.-С.81-87.

5.Ходак М.О., Ситниченко В.В., Вишневський О.А. Застосування номографування до геометричного моделювання обводів перерізів повітрозабірників авіадвигунів параболо-еліптичних форм // „Авіаційно космічна техніка і технологія". Науково-технічний журнал, Харків: ХАІ, 2003, Випуск 40/5.-С.121-125.

6.Ходак. М.О., Панкратова Т.С. Моделювання геометричних характеристик повітрозабірників авіаційних ГТД з параболо-еліптично- гіперболічним обводом на вході першого порядку гладкості // Науково-технічний журнал, Харків: ХАІ, 2006, Випуск 9/35.-С.48-55.

7.Ходак. М.О., Ситниченко В.В. Вибір оптимальної комп'ютерної візуалізації при геометричному моделюванні обводів складних форм характерних перерізів повітрозабірників авіаційних ГТД // Праці Таврійської державної агротехнічної академії.-Т.12, Вип..4 Прикладна геометрія та інженерна графіка.- Мелітополь, 2001.-С.83-89.

СЕКЦІЯ 13.

СУЧАСНІ АЕРОПОРТОВІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 678.01:531.43

О.М.Білякович, к.т.н., К.В.Богайська, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОЦІНКА ПРОТИЗНОШУВАЛЬНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ТРАНСМІСІЙНИХ ОЛИВ ІЗ РІЗНИМ ЗАЛИШКОВИМ РЕСУРСОМ

У роботі наведено аналіз результатів експериментальних досліджень визначення впливу якісного стану трансмісійних олив, що може бути оцінений за пробігом підконтрольних транспортних засобів, на величину зносу трибосполучень в умовах нестаціонарного режиму тертя.

Вплив властивостей мастильного середовища на зносостійкість трибосистем відрізняється своєю складністю та багатогранністю. При цьому структура, склад та якісний стан олив суттєво впливають на перебіг трибологічних процесів у контактній зоні пар тертя, у значній мірі визначають міцність та товщину граничних мастильних шарів, адсорбованих на контактних поверхнях, характер трибохімічних реакцій у контакті, вид створених структур тощо.

У процесі тертя та зношування у трибосистемах відбуваються різноманітні фізико-хімічні процеси, що пов'язані зі взаємною зміною мастильних матеріалів та поверхонь тертя. Зокрема, проходять механічні та термічні деструкційні процеси безпосередньо у самому мастильному середовищі, внаслідок чого утворюються продукти старіння та полімеризації, відбувається насичення олив та мастил продуктами зношування, дрібнодисперсними частинками зовнішніх забруднень.

Факт впливу параметрів якості мастильних матеріалів на протизношувальні властивості трибосполучень підтверджується результатами досліджень багатьох вчених. Причому, висновки щодо наслідків цього впливу на трибопроцеси у контактній зоні достатньо суперечливі.

Деякі вчені схиляються до думки, що заміна олив в агрегатах транспортних засобів повинна проходити якнайчастіше [1, 2 та ін.]. З іншого боку результати досліджень Є.Г.Семенідо, М.П.Новікова, С.В.Венцеля, Є.С.Венцеля та інших доводять наявність більш високих протизношувальних властивостей у олив, що працювали, у порівнянні з оливами у стані постачання. За їх свідченнями цьому сприяють продукти окислення мастильних середовищ, створення яких зменшує інтенсивність зношування пар тертя, і, як наслідок, окислення самої оливи (зворотній зв'язок), а також наявність дрібнодисперсних частинок механічних домішок та продуктів зношування трибосполучень, що трансформуються у протизношувальну присадку [3-7 та ін.].

Автор роботи [8] також підтверджує позитивний вплив процесів старіння та забруднення трансмісійних оливу при експлуатації, аналізуючи вплив на протизношувальні процеси у трибосистемах такого важливого відбраковочного показника олив як ступінь їх забруднення механічними домішками.

Для дослідження процесу зношування трибосполучень у середовищі олив з різним якісним станом були деталізовані та вирішені задачі щодо визначення величини зносу досліджуваних зразків, дослідження впливу тривалості попереднього використання трансмісійних олив (залишкового ресурсу) на величину зносу.

Для реалізації вищенаведених задач у якості модельного мастильного середовища була використана трансмісійна олива ТАД-17і (ТМ-5-18 виробництва ВАТ «Азмол») як одна з найбільш поширених у нашій країні марок олив, що застосовуються у вузлах та агрегатах механічних трансмісій транспортних засобів загального призначення і авіаційної наземної техніки аеропортів цивільної авіації.

Проби даної оливи для проведення експериментальних досліджень були відібрані: у стані постачання – з ємностей заводського виготовлення зі „свіжими" оливами; з різним

залишковим ресурсом – з агрегатів трансмісій підконтрольних транспортних засобів (ПТЗ) (авіаційної наземної техніки з міжнародних аеропортів „Бориспіль” та „Донецьк”).

Дослідження проводилось на лабораторній одноконтактній установці СМЦ-2 у режимі нестаціонарного режиму тертя за схемою ролик-ролик на циліндричних роликах в умовах кочення з проковзуванням.

Для визначення зносу в умовах локального контакту був використаний метод штучних баз, який полягає у формуванні на робочій поверхні заглиблення, глибина якого перевищує величину зносу, і визначенні відстані від дна цього заглиблення (штучної бази) до зношуваної поверхні до і після трибовипробовувань [9].

На рис.1 представлено результати вимірювання величини зносу після випробувань у середовищі трансмісійної оливи ТАД-17і із різним залишковим ресурсом. Як видно з діаграми, значення зносу, отримані методом штучних баз, при проведенні експериментальних досліджень на протязі 2,5 годин у оливі в стані постачання становило 0,9 мкм. Дане значення можна використати у якості базового при проведенні порівняльного аналізу аналогічних значень, що були отримані після випробувань у оливі, проби якої були відібрані з агрегатів трансмісій спецмашин аеропортів на різних стадіях використання.

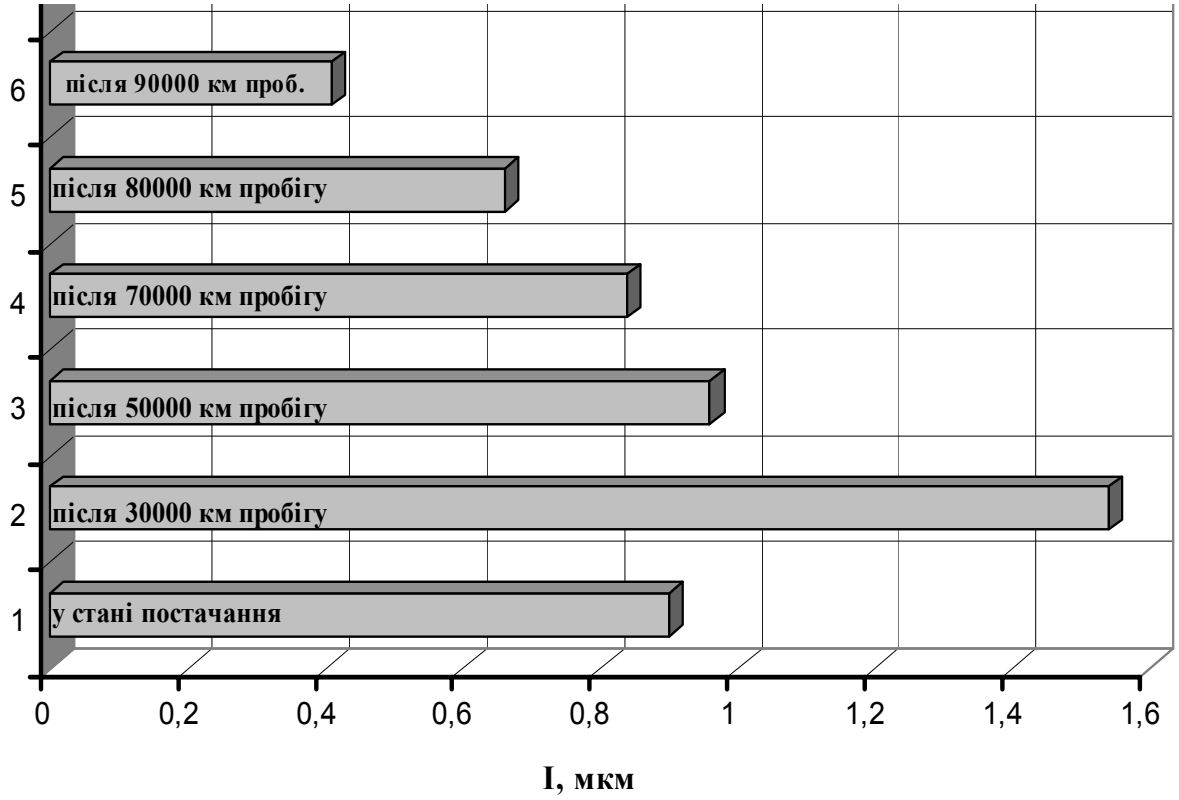


Рис.1. Діаграма значень зносу досліджуваних зразків, отриманих методом штучних баз (зразки – Ст 45ХГСА, олива – ТАД-17і, $T_{об}=90^0C$)

Як було відмічено у роботі [10], проби трансмісійної оливи ТАД-17і, відібрані після пробігу ПТЗ 30000 км знаходяться у, так званому, перехідному якісному стані, коли ефективність мастильної дії є мінімальною. При цьому значення зносу, зафіксоване після завершення випробувань на СМЦ-2 становило максимальну величину (при мінімальному значенні товщини поліфазного граничного мастильного шару (ГМШ)), перевищуючи базове на 70%.

Зі збільшенням величини попереднього пробігу ПТЗ у діапазоні від 30000 до 90000 км спостерігалось поступове зменшення значень зносу поверхонь трибосполучень, що були визначені після випробувань у вищезазначених мастильних середовищах.

Причому, зафіксоване значення зносу у середовищі оливи після пробігу ПТЗ 90000 км на 55% зменшилось у порівнянні з аналогічним значенням, отриманим після випробувань у оливі в стані постачання.

Товщина ГМШ безпосередньо пов'язана із зносостійкістю трибосполучення – зі зростанням її значень зношування пар тертя зменшується так як при цьому зменшуються зсувні напруження у ГМШ, що знаходить підтвердження у багатьох публікаціях [8, 11, 12 та ін.].

Оскільки при аналізі зміни значень товщини поліфазного ГМШ у процесі випробувань у оливі ТАД-17і зафіксовано поступове їх збільшення для випадку використання проб оливи, злитих з агрегатів трансмісій у діапазоні 30000-90000 км пробігу ПТЗ, зменшення величини зносу після випробувань у оливі з відповідними значеннями залишкового ресурсу є цілком логічним (рис.2).

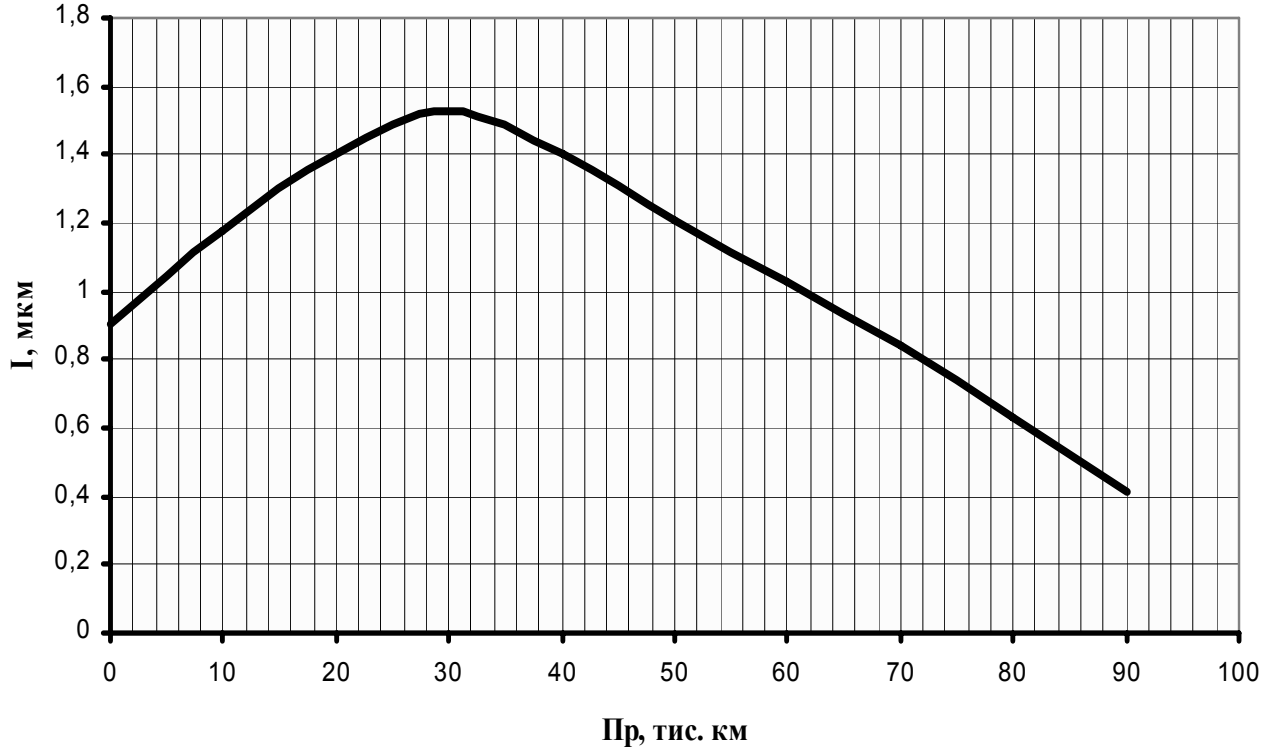


Рис.2. Залежність зносу досліджуваних зразків від залишкового ресурсу оливи ТАД-17і (зразки – Ст 45ХГСА, $T_{об} = 90^0$С): $П_р$ – пробіг підконтрольних транспортних засобів

Висновки

Результати проведених досліджень не є свідченням доцільності беззмінної експлуатації мастильних матеріалів в агрегатах трансмісій автотранспортних засобів. При очевидній корисності продуктів старіння та забруднення олив, що при певних умовах здійснюють протизношувальний вплив на елементи трибосистеми, слід брати до уваги наявність обставин, які вимагатимуть заміни мастильного середовища. При надмірному окисленні оливи зростає її в'язкість, що створює сприятливі умови для утворення консистентних згустків, при цьому може зростати корозійна агресивність оливи, присутність крупнофрагментних частинок механічних домішок може спричинити виникнення абразивного зношування, суттєве збільшення концентрації домішок призводить до коагуляції останніх, їх осідання, забивання маслопроводів та фільтрів тощо.

Саме тому говорити про можливість ефективного використання у трибосистемах продуктів старіння та забруднення олив, розробляти рекомендації щодо оптимізації їх раціонального застосування, методики прогнозування ресурсу трансмісійних олив можна виключно на основі проведення хімотологічних досліджень процесів старіння мастильного середовища, глибокого вивчення кінетики формування та деструкції поліфазних граничних

шарів в умовах зміни якісного стану мастильних середовищ при тривалій експлуатації вузлів тертя, механізмів структурних змін ГМШ, що призводять до їх самоорганізації.

Список літератури

1. *Крылов К.А.* Долговечность узлов трения самолетов / К.А.Крылов, М.Е.Хаймзон. – М.: Транспорт, 1976. – 184 с.

2. Влияние загрязненности смазочной жидкости на работу подшипника. Filtration requirements for journal bearings exposed to different contaminant levels / *Duchowski J.K., Wetzstein W.M., Dmochowski M.* // Tribology and Lubrication Engineering: 14 International Colloquium Tribology, Ostfildern, Jan. 13-15, 2004. – Vol. 2. – Ostfildern: Techn. Akad. Esslingen. 2004. – P. 991-994. Англ.

3. *Венцель С.В.* Смазка и долговечность двигателей внутреннего сгорания / С.В.Венцель. – К.: Техніка, 1977. – 208 с.

4. *Венцель С.В.* Применение смазочных масел в двигателях внутреннего сгорания/ С.В.Венцель. – М.: Химия, 1979. – 240 с.

5. О влиянии полярных молекул смазочного материала на силу трения / *А.И.Березняков* // Трение и износ. – 2001. – Т.22. – №5. – С. 513-519.

6. О взаимосвязи интенсивности изнашивания с материальными характеристиками трибоузла / *А.И.Березняков, Е.С.Венцель* // Трение и износ. – 1995. – Т.16. – №5. – С. 815-827.

7. Старение смазочных материалов /*Кимисима Таканао*// Пуранто эндзиния – Plant Eng. – 1990. – №7 (22). – С. 64-68. – Яп.

8. *Билякович О.Н.* Влияние загрязненности трансмиссионных масел на смазочное действие и состояние поверхностных слоев трибосопряжений дис. … канд. техн. наук: 05.02.04 / О.Н. Билякович // Киевский международный ун-т гражданской авиации. – К.: 1996. – 273 с.

9. *Крагельский И.В*. Основы расчетов на трение и износ / И.В.Крагельский, М.Н.Добычин, В.С.Комбалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 526 с.

10. Особливості формування граничних мастильних шарів у середовищі олив з різним залишковим ресурсом / *М.Ф. Дмитриченко, Р.Г. Мнацаканов, О.М. Білякович* // Вісник Національного транспортного університету. – 2010. – Вип. № 20. – С.3–6.

11. The effect of base oil viscosity on simulated valve train wear/ *B.A.Baldwin*// ASLE Transactions. – 1981. – V.24. – №1. – P. 42-48.

12. Влияние смазочного материала на формирование вторичных структур в условиях неустановившихся режимов трения/ *А.П.Кудрин, В.И.Маленко, В.Ф.Лабунец* // Проблеми трибології. – 2006. – №1. – С.158-163.

УДК 532.64.669(045)

А.П. Уманский, доктор технических наук, А. Г. Довгаль
(Национальный авиационный университет, Украина)

РАЗРАБОТКА МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ И ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВАНИИ СИСТЕМЫ SiC-Al_2O_3 ДЛЯ ТОРЦЕВЫХ УПЛОТНЕНИЙ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ АЭРОПОРТОВ

Методом лежащей капли в вакууме исследовано контактное взаимодействие горячепрессованной керамики SiC-Al_2O_3 с никелем, алюминием и никель-алюминиевыми сплавами. Изучена микроструктура зоны взаимодействия и определены оптимальные составы металлических связок для композиционных материалов на основе SiC-Al_2O_3.

Введение. Среди неметаллических тугоплавких соединений, являющихся основой широкого класса материалов с высокими физико-механическими свойствами, важное место занимает карбид кремния [1]. Ресурсная база Украины обладает достаточными запасами сырья для производства карбида кремния. Карбидокремниевые материалы являются перспективными для использования их в качестве торцевых уплотнений центробежных насосов типа ЦСП и СВН, использующихся в технологическом топливоперекачивающем оборудовании в аэропортах. Эти материалы могут надежно работать в условиях высоких нагрузок и скоростей скольжения [2].

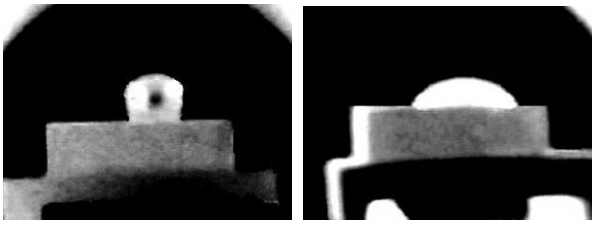
Горячепрессованные изделия из чистого карбида кремния имеют высокую пористость (до 12 %), что является недопустимым для торцевых уплотнений. Оптимальной керамической связкой для карбида кремния является оксид алюминия [3], который в результате горячего прессования позволяет получать практически беспористые изделия. Такая керамика обладает хорошими физико-механическими свойствами и хорошей технологичностью, но, все таки, очень хрупкая для динамических нагрузок. Для повышения пластичности (разработки кермета), а также для возможности нанесения порошкообразной шихты SiC-Al_2O_3 на стальные изделия необходим подбор металлической связки, которая смачивала бы керамику и обладала высокой адгезией к вышеупомянутой бинарной системе.

Металлическая связка в композиционных материалах на основе тугоплавких соединений должна удовлетворять следующим требованиям.

1. В системе тугоплавкие соединения — металлическая связка в процессе межфазного взаимодействия должны образовываться контактные углы смачивания $\theta<<90°$, в оптимальных случаях близкие к нулевым.
2. Между тугоплавкими соединениями и металлической связкой должно отсутствовать активное взаимодействие, приводящее к образованию новых химических соединений.

Материалы и постановка исследования. Для выбора металлической связки композиционного материала на основе SiC-Al_2O_3 в данной работе исследовали контактное взаимодействие SiC-Al_2O_3 с никелем, алюминием и сплавами Ni-Al. Никель обладает высокой пластичностью и способствует снижению хрупкости материала на основе карбида кремния и оксида алюминия, и обладает близким значением коэффициента термического расширения с железом [4], что очень важно для нанесения покрытий на стальные детали.

Образцы $SiC-Al_2O_3$ для эксперимента получали следующим образом. Шихту в состава SiC – 50% Al_2O_3 (здесь и в дальнейшем по статье все концентрации указаны в массовых процентах) прессовали в формах из высокопрочного графита МПГ-1 при температурах 1870— 1900 °С под давлением 60 МПа. Керамический материал имеет матричную структуру: зерна карбида кремния размером 10-20 мкм равномерно распределеные в матрице оксида алюминия. Пористость полученных образцов не превышала 3 %. Сплавы системы Ni–Al получали в вакуумной печи СШВЛ при температурах превышающих температуру плавления соответствующего сплава на 20-30 °С. Затем их отжигали и подвергали химическому и рентгеноструктурному анализам. Содержание алюминия в сплавах варьировалось в концентрационном диапазоне 5—15% (масс.). Исследование контактного взаимодействия $SiC-Al_2O_3$ с алюминием, никелем и сплавами на основе никеля проводили методом «лежащей» капли [5] и определяли краевой угол смачивания θ (рис. 1).



а) б)

Рис. 1. Взаимодействие расплава с керамической подложкой в вакууме: а – Ni при t=1453 °С, θ=116°; б - Ni-15%Al при t=1395 °С, θ=20°.

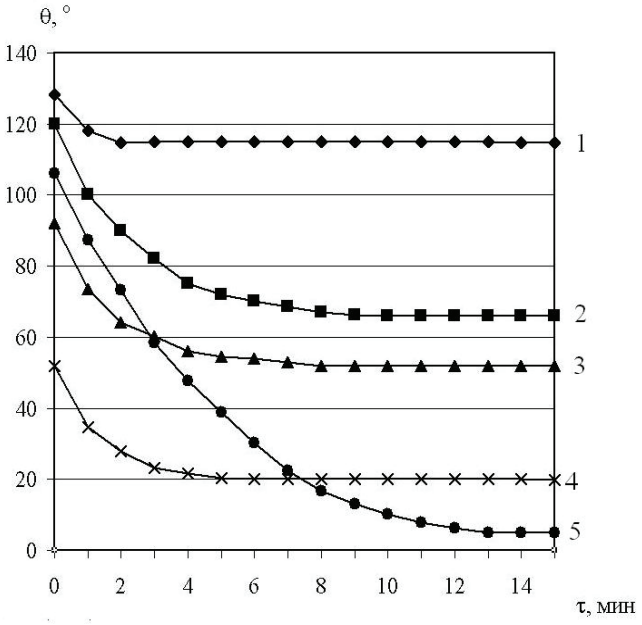


Рис. 2. Кинетика углов смачивания керамики $SiC-50\%Al_2O_3$ чистым никелем (1) при t=1460 °С, чистым алюминием при t=1300 °С (5) и расплавами системы Ni-Al с добавками (% масс.) алюминия: 2 – 5%, t=1460 °С; 3 – 10 %, t=1420 °С; 4 – 15 %, t=1420 °С.

Результаты исследований и их обсуждение. Установлено, что в системе $(SiC-Al_2O_3)$-Ni не происходит растекание металла по керамике, и угол смачивания при выдержке 30 мин составляет 116° (рис. 1 а, 2).

Для улучшения смачивания никелем керамики $SiC-Al_2O_3$ в него целесообразно ввести дополнительный элемент. В качестве такого элемента был выбран алюминий, потому что оба компонента керамики $SiC-Al_2O_3$ смачиваются алюминием, (θ=33° и 47° соответственно [6]), и так как он является поверхностно-активным элементом (табл. 1), [7]. Исследовано смачивание керамики $SiC-Al_2O_3$ чистым алюминием, и установлено, что уже на 13 минуте процесса краевой угол смачивания составляет 5° (рис. 2). Энергетические параметры смачивания приведены в табл. 2.

Таблица 1

Поверхностное натяжение сплава Ni—Al в зависимости от концентрации Al [7]

C_{Al}, % (мас.) (σ_{Al}=770мН/м)	σ_{Ni-Al}, мН/м (σ_{Ni}=1700мН/м)
5	1650
10	1590
15	1550

Введение небольших добавок алюминия (5% масс.) к никелю приводят к уменьшению контактного угла до 67° (рис. 2.). Растекание происходит в течение 8 мин, далее состояние системы стабилизируется и дальнейших изменений не наблюдается. С увеличением концентрации алюминия в никеле до 10% наблюдается образование первоначального угла

смачивания 75 °, а на восьмой минуте устанавливается стабильный угол 53° (рис.2).

Повышение концентрации алюминия в никеле до 15 % влияет на смачивание следующим образом: уже в начальный момент сразу же после расплавления контактный угол составляет 53° (рис. 1.б, 2), а к шестой минуте процесса краевой угол смачивания стабилизируется и составляет 20° (табл. 2).

Таблица 2

Энергетические параметры смачивания керамики SiC-50% Al_2O_3 алюминием и сплавами Ni-Al (вакуум —1,33 мПа)

Расплав, % (мас.)	Время контакти-рования до стабилиза-ции угла θ, мин	Темпе-ратура, °С	Контакт-ный угол θ, град	Поверхностное натяжение расплава [7], мДж/м	Работа адгезии, мДж/м^2 $W_A=\sigma_{ж}(1+\cos\theta)$
Al	13	1300	5	770	1537
Ni—5%Al	10	1460	67	1650	2294
Ni—10%Al	8	1420	53	1590	2546
Ni—15%Al	6	1420	20	1550	3006

Контактная зона взаимодействия керамики SiC-Al_2O_3 с расплавами Ni-Al отличается наличием переходной зоны (рис. 3, и 4) состоящей из исходной структуры керамики SiC-Al_2O_3 с включениями твердого раствора кремния в никеле (рис. 4 г, е). Следует заметить, что глубина контактной зоны при взаимодействии расплава, содержащего 5%Al составляет ~800 мкм и, по-видимому, характеризуется значительным отличием коэффициента термического расширения, о чем свидетельствует наличие термических усадочных трещин в зоне исходного материала керамики.

Глубина контактной зоны взаимодействии керамики с расплавом Ni-15%Al более узкая – порядка 200 мкм (рис. 3) и имеет более мелкодисперсную структуру. Очевидно, это связано с тем, что химическая активность никеля в присутствии алюминия существенно снижается и глубина переходной зоны уменьшается. С другой стороны алюминий в сплавах Ni-Al проявляет поверхностную активность и способствует интенсификации процесса растекания сплава по поверхности керамики.

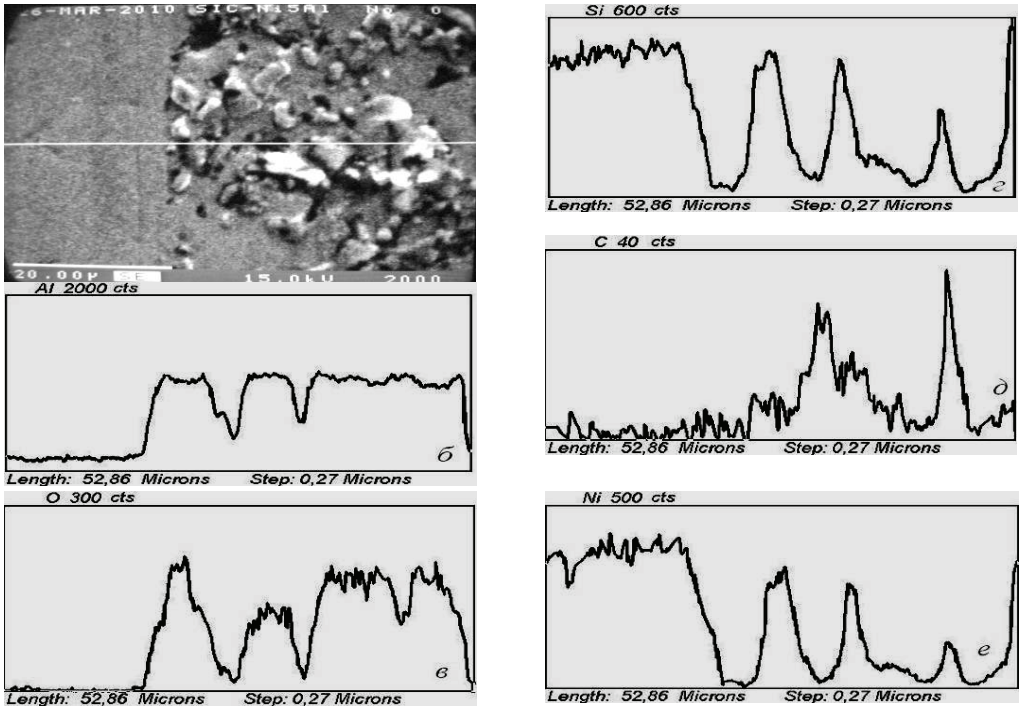


Рис. 4. Микроструктура зоны взаимодействия системы SiC-Al_2O_3-Ni-15%Al ×2000 (а) (t=1420 °С, τ= 8 мин) и распределение в ней алюминия (б), кислорода (в), кремния (г), углерода (д), никеля (е).

Для более детального изучения структуры будущего кермета был произведен микрорентгеноспектральный анализ переходной зоны капля-подложка. Было установлено, что в контактной зоне взаимодействия (SiC-Al_2O_3)-(Ni-15%Al) (рис. 4.) обнаружены фазы SiC, Al_2O_3, а также твердый раствор кремния в Ni-Al расплаве, так как совпали соответствующие пики кривых распределения химических элементов вдоль полосы сканирования. На границе керамика-расплав образуются твердые растворы кремния в никеле, но сохраняются зерна карбида кремния и оксида алюминия.

Таким образом, сплавы на основе никеля, содержащие 15% Al смачивают керамику SiC-Al_2O_3, образуя контактные углы 20˚, а зона взаимодействия в этой системе характеризуется образованием твердых растворов кремния в расплаве Ni-Al. Это позволяет рекомендовать сплав Ni-15%Al в качестве металлической связки для керамики SiC-Al_2O_3.

Выводы

Алюминий полностью смачивает керамику SiC-Al_2O_3 (θ=5°), но высокая испаряемость алюминия не позволяет его использовать как самостоятельную связку. Никель не смачивает керамику SiC-Al_2O_3 (θ=116^o). Введение алюминия в никель способствует интенсификации смачивания керамики сплавами Ni—Al. Концентрация 15 % алюминия в никеле является оптимальной, так как в системе (SiC-Al_2O_3)-(Ni-15%Al) устанавливаются контактные углы смачивания 20° и существенно уменьшается глубина зоны взаимодействия. Таким образом, сплав является перспективным в качестве металлической связки для композиционных материалов на основе SiC-Al_2O_3. Контактное взаимодействие керамики SiC-Al_2O_3 с расплавом Ni—15% Al в вакууме после остывания показало удовлетворительные результаты, а, значит, возможно получение одноименного кермета методом спекания в вакууме, а шихта вышеупомянутого состава может широко применяться для нанесения износостойких и коррозионностойких покрытий на стальные детали технологического оборудования аэропортов.

Список литературы

1. *О.П. Уманський, А.Г. Довгаль, В.І. Суботін, О.Д. Костенко* Розроблення керамічного зносостійкого матеріалу на основі карбіду кремнію для високошвидкісних вузлів тертя. // Вісник НАУ. №1. 2011. С 65-71.

2. *Мельник В. А.* Торцевые уплотнения валов: справочник. – М.: Машиностроение, 2008. – 320 с.

3. *Патент* № 53010 Композиційний зносостійкий матеріал на основі карбіду кремнію. Довгаль А. Г., Уманський А. П., Тамаргазін О. А., Панасюк А. Д., Костенко О. Д., Коновал В. П., 27.09.2010, - Бюл. № 18.

4. *А. П. Гуляев* Металловедение. М.: Металлургия, - 1966. – 480 с.

5. *Найдич Ю. В.* Контактные явления в металлических расплавах. — К.: Наук, думка, 1972. — 196 .

6. *Панасюк А. Д., Фоменко В. С., Глебова Г. Г.* Стойкость неметаллических материалов в расплавах. К.: Наукова думка, 1986. – 260 с.

7. *Ниженко В. И., Флока Л. И.* Поверхностное натяжение жидких металлов и сплавов (одно- и двухкомпонентные системы): (Справочник).— М.: Металлургия, 1981. — 208 с.

УДК 629.73 (045)

М.С. Стороженко,
О.П. Уманський, доктор технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПІДВИЩЕННЯ ЗНОСОСТІЙКОСТІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ ЕЛЕКТРОІСКРОВИМ ЛЕГУВАННЯМ КОМПОЗИТАМИ НА ОСНОВІ TiB_2-SiC

Вивчено кінетику масопереносу електродів з розроблених керметів ТБКНХ на основі TiB_2-20%SiC з 20, 30, 40 % (мас.) металевої зв'язки Ni-20%Cr при електроіскровому легуванні сталі 30ХГСА. Досліджено особливості формування структури модифікованого в результаті електроіскрового легування поверхневого шару сталі в залежності від вмісту металевої зв'язки в електродах ТБКНХ. Встановлено механізми зношування та досліджено триботехнічні характеристики отриманих покриттів в умовах тертя ковзання без мастила у порівнянні зі сталлю та ЕІЛ-покриттям з ВК-6. Показана перспективність застосування розроблених керметів для нанесення зносостійких покритів для важких умов експлуатації.

Вступ

Ефективним рішенням проблеми підвищення ресурсу роботи деталей авіаційної наземної техніки є нанесення на їх робочі поверхні зносостійких покриттів з гетерофазною структурою. Перспективними в цьому відношенні є покриття на основі композиційної кераміки, в яких можна цілеспрямовано керувати фазовим складом та структурними ефектами, що дозволяє конструювати поверхневий шар з необхідними експлуатаційними властивостями.

В Інституті проблем матеріалознавства ім. Францевича НАН України було розроблено кермети ТБКНХ на основі TiB_2-20%SiC з металевою зв'язкою Ni-20%Cr, які мають високу зносостійкість в парі зі сталю при терті ковзання без мастила [1]. Було встановлено, що в процесі тертя на поверхні керметів ТБКНХ утворюються оксиди TiO_2, B_2O_3, SiO_2, які, зв'язуючись в аморфну плівку, що має низьку схильність до адгезійної взаємодії зі сталлю, захищають поверхню матеріалу від пошкоджень [2]. Для вивчення можливості створення зносостійких покриттів на основі розроблених керметів доцільним є дослідження процесу електроіскрового (ЕІЛ) зміцнення сталі електродами ТБКНХ.

В ряді напрямків зміцнювальних технологій метод ЕІЛ вирізняється можливістю нанесення будь-яких струмопровідних матеріалів, в тому числі тугоплавких металів і сполук, а також високою міцністю зчеплення зміцнюваного шару з основою, можливостю локального нанесення покриттів без помітної деформації деталей. Крім того, метод ЕІЛ відноситься до екологічно чистих технологій, характеризується низькою енергоємністю, простотою процесу, малими габаритами обладнання. Оптимізація властивостей ЕІЛ-покриттів передбачає відповідний вибір складу покриття, його структури, пористості і адгезії з врахуванням робочої температури, доступності і вартості матеріалу покриття.

Аналіз літературних даних показав [3-6], що для ЕІЛ широко застосовуються чисті метали (Mo, Cr), металеві сплави (Fe-Cr, Fe-C, Ni-Cr, Ni-Mo), графіт (ЕГ-2, ЕГ-4) та тверді сплави типу ВК і ТК. При використанні електродів із матеріалів перших трьох класів в багатьох випадках не вдається отримати покриття з необхідними високими експлуатаційними характеристиками. Тверді сплави не завжди задовольняють вимогам, що висуваються до електродних матеріалів в зв'язку з їх високою ерозійною стійкістю і відповідно низьким коефіцієнтом масопереносу, а дефіцитність вольфраму ставить питання розробки безвольфрамових ЕІЛ-покриттів.

При формуванні покриттів керметами ТБКНХ наявність металевої зв'язки Ni-20%Cr повинна сприяти збільшенню коефіцієнту масопереносу та забезпечити високу адгезію компонентів електроду з стальною основою, а тугоплавка складова на основі дибориду титану-карбіду кремнію забезпечити високий рівень фізико-механічних та експлуатаційних властивостей.

Таким чином, **метою даної роботи** є дослідження особливостей формування структури та трибологічних властивостей покриттів нанесених на сталь 30ХГСА електроіскровим методом з використанням електродних матеріалів на основі дибориду титану-карбіду кремнію.

Об'єкти і методи дослідження

ЕІЛ-покриття наносили на сталь 30ХГСА з використанням розроблених електродних матеріалів ТБКНХ на основі тугоплавкої складової TiB_2-20%SiC з 20, 30, 40% (мас.) металевої зв'язки Ni-20%Cr. В умовах проведення експерименту ЕІЛ-покриття наносили на установці ALIER-50 протягом 8 хвилин на 6-му режимі (амплітудне значення струму імпульсу I=200 А, енергія імпульсу $E_{ім}$=2,52 Дж, тривалість імпульсу $t_{ім}$=700 мкс) з метою забезпечення більшої товщини (до 200 мкм). При цьому через кожну хвилину нанесення фіксували зміну ваги електрода і зразка площею 1 $см^2$. По отриманих даних будували кінетичні залежності зміни ваги анода $\sum\Delta a$ і катода $\sum\Delta к$ та розраховували коефіцієнт масопереносу ($К_п = (\sum\Delta к / \sum\Delta a)\cdot 100\%$).

Триботехнічні дослідження розроблених ЕІЛ-покриттів проводили в умовах тертя ковзання без мастильного матеріалу на установці МТ-68 за схемою вал-вкладиш в парі зі сталю 65Г в широкому діапазоні швидкостей та навантажень [7]. Для порівняння в таких же умовах і випробовували ЕІЛ-покриття на основі ВК-6 та сталь 30ХГСА.

Склад і структуру покриттів та вторинних фаз, що утворилися в процесі тертя, вивчали на електронному мікроаналізаторі «Camebax SX-50». Мікротвердість вимірювали на мікротвердомірі ПМТ-3 при навантаженні 0,1Н.

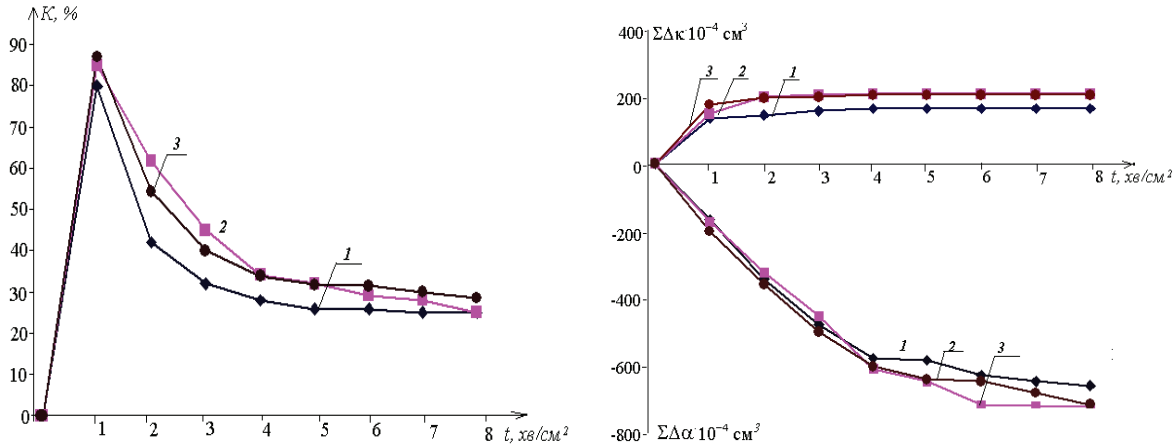
Результати досліджень та їх обговорення

При нанесенні покриттів на сталь 30ХГСА розробленими електродами ТБКНХ з 20, 30 та 40% (мас.) зв'язки відмічається загальна тенденція процесу ЕІЛ: в першу хвилину легування процес відбувається дуже інтенсивно, при цьому спостерігається значне збільшення товщини легованого шару (до 130 мкм), однак в наступні хвилини ефективність ЕІЛ зменшується (рис 1).

Процес легування розробленими електродами характеризується порівняно високим коефіцієнтом масопереносу (до 85 %) в першу хвилину нанесення, а потім різко зменшується (до 30 %).

а б

Рис. 1. Кінетика масопереносу при ЕІЛ сталі 30ХГСА електродами ТБКНХ: а – приріст



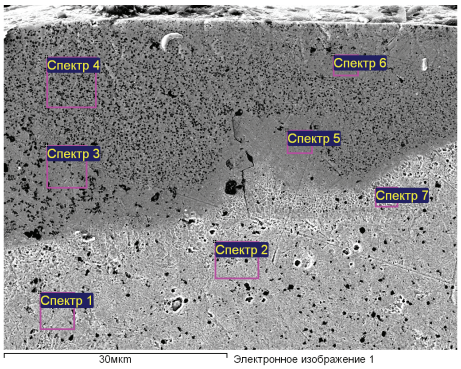
катоду та ерозія аноду; б – коефіцієнт масопереносу

1 – ТБКНХ20 ; 2 – ТБКНХ30; 3 – ТБКНХ40;

Починаючи з другої-третьої хвилини процесу не відбувається приросту товщини покриття, а з 4-5 хвилини не спостерігається ерозія електродного матеріалу. Це пов'язано зі специфікою процесу ЕІЛ сталі розробленими електродами ТБКНХ: вже з перших хвилин ЕІЛ відбувається інтенсивне формування на оброблюваній поверхні легованого шару, який складається з компонентів електроду, стальної основи та продуктів їх взаємодії з навколишнім середовищем. Під час ЕІЛ відбувається розплавлення металевої зв'язки електроду, яка являє собою твердий розчин кремнію в ніхромі, та перемішування з матеріалом стальної основи в мікрованні на поверхні. Диборид титану захоплюється конвективними потоками розплаву і переноситься в поверхневий шар сталі. За рахунок оксидних фаз, що утворюються в процесі легування, на поверхні сталі відбувається формування діелектричного шару, що погіршує параметри процесу ЕІЛ. З іншого боку, на робочій поверхні електродів за рахунок зворотного масопереносу компонентів підкладки і їхнього високотемпературного окиснення також формуються оксидні плівки TiO_2, Fe_2O_3, SiO_2, Cr_2O_3, що також погіршують ефективність процесу.

На ефективність процесу ЕІЛ впливає зміна співвідношення фазових складових в матеріалі електроду. Матеріали ТБКНХ30 ТБКНХ40 забезпечують отримання легованого шару більшої товщини (h=180-200мкм) у порівнянні з ТБКНХ20 (h=150-165мкм).

Фазовий склад легованого шару суттєво відрізняється від складу легуючого електроду за рахунок взаємодії матеріалів в процесі ЕІЛ. В процесі ЕІЛ електродними матеріалами ТБКНХ на сталі формується гетерофазна структура, яка являє собою матрицю з твердого розчину кремнію, нікелю та хрому в сталі (Fe-Ni- Cr-Si), що дисперсно зміцнена включеннями дибориду титану (рис.2). Це підтверджується даними РФА, за результатами якого фазовий склад ЕІЛ-покриттів на основі композиційних матеріалів ТБКНХ з різним вмістом металевої зв'язки однаковий, основними фазами, що входять до складу покриття є диборид титану, ніхром, фаза на основі заліза з розчиненими в ній нікелем, хромом та кремнієм. Дисперсність включень дибориду титану в матеріалі покриття залежить від кількості металевої зв'язки в електроді: зі збільшенням металевої зв'язки від 20 до 40% розмір включень TiB_2 зменшується в середньому від 4 до 1 мкм.



	B	C	Si	Ti	Cr	Fe	Ni
Спектр 1		2.62	0.96		2.28	94.13	
Спектр 2		3.57	1.09		2.15	93.18	
Спектр 3	4.31	1.00	2.92	7.05	5.20	52.85	26.67
Спектр 4	8.34	1.43	3.21	11.19	1.84	46.05	27.94
Спектр 5	2.65	0.90	2.67	5.04	6.64	65.89	16.21
Спектр 6	3.04	0.75	2.64	5.77	6.44	61.72	19.63
Спектр 7		2.80	1.53	1.20	4.05	86.75	3.68
Макс.	8.34	3.57	3.21	11.19	6.64	94.13	27.94
Мін.	2.65	0.75	0.96	1.20	1.84	46.05	3.68

Рис. 2. Структура і розподіл елементів в ЕІЛ-покритті ТБКНХ30

Між сталлю та покриттям не існує чіткої межі розділу, що свідчить про формування на сталі в процесі ЕІЛ не покриття, а модифікованого дисперсно зміцненого шару глибиною 300-400 мкм на зразок композиційного матеріалу з матричною структурою.

Формування модифікованого легованого шару на поверхні сталі має ряд переваг в порівнянні з класичним покриттям: в умовах тертя під дією контактних навантажень покриття може відшаровуватись внаслідок недостатньої адгезії з основою, в той час як рівномірна дрібнодисперсна структура ЕІЛ-шару на основі ТБКНХ по всій площі зразка має забезпечити високі експлуатаційні властивості. Крім того, оскільки при терті ковзання без мастила в контактній зоні розвиваються високі температури, то суттєвим є той факт, що в даному випадку коефіцієнт термічного розширення не матиме різкої зміни по глибині модифікованого шару.

Про формування модифіковано шару свідчить також поступове зменшення мікротвердості по глибині легованого шару: H_μ у поверхні становить 21-23 ГПа і плавно зменшується в напрямку до стальної основи до H_μ =4,8-4,6 ГПа.

Триботехнічні дослідження в умовах тертя ковзання без мастила показали, що розроблені ЕІЛ-поверхні на основі ТБКНХ мають в 3-4 рази вищу зносостійкість в порівнянні зі сталлю 30ХГСА та не поступаються ЕІЛ-покриттю з твердого сплаву ВК-6 (рис.11). Найменші значення інтенсивності зношування характерні для ЕІЛ-поверхні на основі ТБКНХ30 (I=2-4,5 мкм/км) та ЕІЛ-покриття ВК-6 (I=2-5 мкм/км). При цьому покриття на основі ТБКНХ мають кращі антифрикційні властивості ніж сталь 30ХГСА (f=0,33-0,38) і покриття ВК-6 (f=0,25-0,34); найменші значення коефіцієнтів тертя характерні для ЕІЛ-поверхонь на основі ТБКНХ30 (f=0,18-0,22). Такі високі триботехнічні характеристики зміцнених поверхонь обумовлюються протіканням при терті в широкому діапазоні швидкостей та навантажень процесу окисного зношування.

Висновки

Таким чином, було встановлено, що в процесі електроіскрового легування сталі 30ХГСА електродами ТБКНХ на основі композиційного матеріалу (TiB_2-20%SiC) з вмістом 20, 30, 40% зв'язки (Ni-20%Cr) формується гетерофазна структура, яка являє собою матрицю Fe-Ni-Cr-Si, дисперсно зміцнену зернами дибориду титану, розміром 1-5 мкм.

Нанесення захисних покриттів з матеріалів на основі ТБКНХ на сталь 30ХГСА приводить до суттєвого покращення триботехнічних властивостей. Триботехнічні характеристики розроблених ЕІЛ-поверхонь залежать від кількості металевої зв'язки в легуючому електроді. В умовах тертя ковзання при v=10 м/с та Р=12 МПа оптимальним є застосування ЕІЛ-шару на основі ТБКНХ30, що підвищує зносостійкість сталі в 4-4,5 рази та знижує коефіцієнт тертя до f=0,18-0,21.

Література

1. Пат. №42091 Україна, МПК С22С 29/06. Композиційний зносостійкий матеріал на основі дибориду титану / *А. Д. Панасюк, О. П. Уманський, О. Д. Костенко, М. С. Стороженко, О. А. Тамаргазін;* заявник і власник Інститут проблем матеріалознавства ім.. Францевича НАН України. - № u 2008 15264; заявл. 30.12.2009; опубл. 25.06.2009, Бюл.№12.
2. Исследование структуры и трибологических свойств композиционных материалов на основе TiB_2-SiC */ М.С. Стороженко, А.П. Уманский [и др.]* // Проблеми трибології. – 2009. - №3. – С. 77-84.
3. *Верхотуров А. Д.* Формирование поверхностного слоя металлов при электроискровом легировании – Владивосток: Дальнаука, 1995. – 323 с.
4. Электродные материалы для электроискрового легирования / *Верхотуров А. Д., Подчерняева И. А., Прядко Л.Ф., Егоров Ф.Ф.* – М.: Наука, 1988. – 200 с.
5. *Самсонов Г.В., Верхотуров А.Д.*. Электроискровое легирование металлических поверхностей /. – К.: Наукова думка, 1976. – 219 с.
6. *Соловьев В.В., Астапова Е.С., Агапятов В.А*. Изменение структуры стали 45 при электроискровом легировании сплавом ВК-6. // ФХОМ. – 2002. – №6. – С. 73 – 76.
7. Комплекс машин и методика определения антифрикционных свойств при трении скольжения */ Э.Т. Мамыкин., А.И. Юга [и др.]* // Порошковая металлургия. – 1973. - №1.- С.67-72.

УДК 656.7.073(045)

О.А. Удод, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВАНТАЖНІ ПЕРЕВЕЗЕННЯ НА АВІАЦІЙНОМУ ТРАНСПОРТІ: СУЧАСНИЙ СТАН, ПЕРСПЕКТИВИ ТА ПРОБЛЕМИ РОЗВИТКУ

У статті детально розглянуто зміни об'ємів вантажних перевезень в період з 1960 по 2000 роки, їх очікувані обсяги до 2020 року, проаналізовано проблеми авіаційної галузі та способи їх вирішення.

Транспортно-дорожній комплекс України є однією з найважливіших частин національної економіки. Від функціонування цієї галузі залежать всі сфери виробництва та розвиток країни вцілому.

Частка транспортного сектору у валовому внутрішньому продукті України (за даними Державного комітету статистики України) станом на 2008 рік становила 9,3 %. Чисельність працівників галузі становить майже 7 % від загальної чисельності зайнятого населення.

У 2008 році транспортна система забезпечила перевезення 1,9 млрд. тонн вантажів. Внаслідок світової фінансової кризи та скорочення попиту на основні експортні товари відбулося падіння обсягів вантажних перевезень на 29,1 % за 9 місяців 2009 року порівняно з аналогічним періодом 2008 року.

Відповідно до програмного документа "Україна 2020: Стратегія національної модернізації", перспективний розвиток економіки України оптимістично оцінюється як інвестиційно-інноваційний, який має забезпечити підвищення її конкурентоспроможності. Якщо до 2012 року передбачається гальмування розвитку через світову кризу, то період 2013 – 2020 років має стати важливим етапом прискорення економічного і соціального розвитку України та забезпечити темпи зростання ВВП на 6 – 6,5 % на рік.

Передбачається, що в період 2009 – 2012 років середньорічні темпи збільшення обсягів вантажних перевезень становитимуть 3,7 %. Цей період вимагає підтримки транспортного сектору з проведенням ефективної тарифної, податкової політики та залученням інвестицій. У посткризовий період (2013 – 2020 роки) очікувані середньорічні темпи приросту вантажних перевезень досягнуть 6,3 %.

Очікується, що у 2020 році обсяги перевезення вантажів збільшаться порівняно з 2008 роком на 43,1 % і становитимуть 2535 млн. тонн [1].

Оскільки авіаційний транспорт є найбільш прогресивним і швидким засобом забезпечення вантажних перевезень, як в регіональному, так і в міжнародному сполученні, до нього ставляться високі вимоги щодо якості, регулярності, надійності перевезень, збереження вантажів, швидкості і вартості їх доставки. Відповідно до цього стан авіаційної системи України, до складу якої входять авіакомпанії, аеропорти, органи управління авіатранспортом та міжнародні організації, має відповідати потребам європейської інтеграції.

Повітряні перевезення були започатковані в світі відносно нещодавно – у 20-30-х роках. На сьогоднішній день в Україні функціонує 36 аеропортів, які забезпечують перевізний процес. "Авіалінії України" об'єднують в собі майже 30 авіакомпаній, 100 аеродромів, підприємства з ремонту авіатехніки та приватні авіалінії. Перше місце в Україні за перевезенням вантажів повітряним транспортом належить Київській області. Далі йдуть Харківська, Дніпропетровська і Донецька області.

На превеликий жаль, українські авіакомпанії поки що не є членами провідних глобальних альянсів, тому що ці альянси незацікавлені у невеликих за розміром вітчизняних авіакомпаніях. Ось, чому вони не можуть користуватися перевагами розширення міжнародної мережі.

Жодна з провідних українських авіакомпаній не зможе конкурувати з міжнародними в умовах "відкритого неба". Це пов’язано з порівняно невеликим парком літаків, обмеженою маршрутною мережею та набагато меншим обсягом доходів. Необхідна модернізація льотного парку, яка потребує значних фінансових ресурсів, оскільки авіаційна техніка постійно дорожчає. Також дорожчають позики на її придбання. Тому авіакомпанії, що не мають в своєму розпорядженні коштів на оновлення парку літаків, вимушені експлуатувати морально та фізично застарілу техніку [2].

Починаючи з 60-их років статистика об’ємів вантажних перевезень виглядала таким чином: протягом періоду 1960-1970 рр. об'єм перевезень зростав в середньому щорічно на 17,8%, протягом 1970-1980 рр. на 10,9%, 1980-1990 рр. – 7,2%, 1990-2000 рр. – 5,5%. Взагалі впродовж 1960—2000 рр. об'єми внутрішніх і міжнародних вантажних регулярних перевезень авіакомпаній світу, які підраховуються у виконаних тонно-кілометрах, зростали в середньому щорічно на 10,7%.

В подальшому, об'єм світових регулярних вантажних перевезень, очікувано, зростатиме щорічно до 2015 року в середньому на 5,5%. Згідно з прогнозами, міжнародні вантажні перевезення, зростатимуть в середньому щорічно на 5,8% в порівнянні із збільшенням внутрішніх вантажних перевезень на 3,2% в рік. Очікується, що на 6,6% в рік зростатимуть вантажні перевезення в районі Близького Сходу. На 6,4% в регіоні Азії/Тихого океану. А, в регіонах Європи темпи зростання прогнозуються нижче за середньосвітовий рівень – приблизно 5%.

Що ж до прибутку від вантажних і поштових перевезень, то він навпаки зменшувався в середньому щорічно на 3,2%. А, експлуатаційні витрати зменшувалися на 1,9 %.

Регулярні перевезення в Європі станом на 1992 р. становили 19460 млн. (вантажних тонно-кілометрів), на 2002 р. – 32828 млн. Прогнозується, що станом на 2015 рік авіаційні вантажні перевезення досягнуть 61000 млн., а середньорічні темпи зростання будуть становити 5,2%.

Міжнародні ж перевезення в Європі в 1992 р. становили 17680 млн., в 2002 р. – 32019 млн. Прогнози авіаційних вантажних перевезень до 2015 року – 60000 млн., а середньорічні темпи зростання – 5,5%.

До 2020 року згідно прогнозу ІКАО загальний попит на авіаційні перевезення в середньому щороку зростатиме на 4,5 %. Світовий парк повітряних суден збільшиться майже вдвічі. А це означає, що обсяг вантажних перевезень збільшиться приблизно в 3 рази [3,4].

На процес подальшого зростання об'єму повітряних перевезень будуть мати вплив світове економічне зростання, зростання торгівлі, витрати авіакомпаній, завантаженість аеропортів і повітряного простору, зростаючі потреби в капіталовкладеннях та інші.

Україна активно включається у світові суспільно-економічні процеси: приєдналася до Світової організації торгівлі, стратегічною метою визнано отримання асоційованого членства у Європейському Союзі. Транспорт, як інфраструктурна галузь, має розвиватися випереджальними темпами з метою сприяння швидкому економічному та соціальному розвитку країни та її участі у міжнародному поділі праці.

Проте, в Україні, існує безліч завдань та невирішених проблем в авіаційній галузі, які стримують подальший розвиток та інтеграцію України до світової економіки. До таких проблем відносяться проблеми світової політики, які зачіпають функціонування міжнародного повітряного транспорту, технічні та економічні проблеми. Рішення цих проблем пов'язано з витратами держав, авіакомпаній і міжнародних організацій цивільної авіації на модернізацію парку літаків, авіаційну безпеку, проблему експлуатації аеропортів і аеронавігаційного устаткування та на інші технічні проблеми [4,5].

За даними Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), відносні показники рівня безпеки польотів в Україні значно гірші від середніх загальносвітових показників. За період 1998 – 2007 років у галузі цивільної авіації сталося 16 катастроф, 31 аварія, 76 серйозних інцидентів. Літаки вітчизняних авіакомпаній за результатами контролю безпеки польотів у

європейських аеропортах за програмою SAFA неодноразово потрапляли до «чорного списку» [1].

У більшості аеропортів аеродроми та аеродромне обладнання не відповідають вимогам, які встановлені для відповідного обслуговування повітряних суден. Не в змозі також задовольнити попит на послуги авіаційного транспорту, як того вимагають європейські стандарти, пропускна здатність термінальних комплексів, недостатні геометричні розміри та несуча спроможність елементів аеродромів. Тому, загальні обсяги вантажоперевезень повітряним транспортом в Україні посідають скромне місце у загальній транспортній системі.

Розвиток міжнародних аеропортів гальмує відсутність координації планів розвитку маршрутної мережі авіакомпаній, що користуються послугами аеропорту, та самого аеропорту. Зокрема, не налагоджено координацію між аеропортами у межах однієї системи (наприклад: "Бориспіль" і "Жуляни"). Також, несприятливою є податкова політика.

Основною проблемою регіональних аеропортів є їх низька завантаженість. Це пояснюється невеликими обсягами внутрішніх авіаперевезень, низькою технічною та фінансовою можливістю більшості регіональних перевізників.

Розвиток інфраструктури регіональних аеропортів відповідно до міжнародних стандартів не можливий через недостатнє державне фінансування. Через проблеми матеріально-технічного і кадрового забезпечення, державні установи в галузі не встигають впроваджувати політику адаптації вітчизняних норм і стандартів до законодавства ЄС [4,6].

Для збільшення попиту на повітряні перевезення на міжнародних та внутрішніх авіалініях, та якісного обслуговування руху у повітряному просторі України необхідне створення таких умов:

1) приведення інфраструктури авіаційного транспорту у відповідність із міжнародними вимогами шляхом:
   - будівництва, реконструкції, ремонту та модернізації аеропортів;
   - забезпечення координації діяльності центральних і місцевих органів виконавчої влади, пов’язаної з розвитком аеропортів;
   - забезпечення необхідного технічного рівня засобів навігації, радіолокаційного спостереження, зв’язку, аеродромного обладнання, авіаційної наземної техніки, засобів обслуговування вантажу;
2) інтеграція з Європейською авіаційною транспортною системою шляхом:
   - участі в програмі організації повітряного руху в єдиному європейському повітряному просторі (SESAR);
   - поглиблення участі України у загальноєвропейських авіаційних організаціях: Європейській конференції цивільної авіації (ЄКЦА), Європейській організації з безпеки аеронавігації (Євроконтролю), Європейському агентстві з безпеки польотів (EASA);
3) забезпечення безпеки авіації шляхом:
   - виконання Державної цільової програми безпеки польотів на період до 2015 року відповідно до міжнародних стандартів ІКАО;
   - розроблення та впровадження єдиної державної політики у сфері забезпечення авіаційної безпеки та захисту цивільної авіації від актів незаконного втручання та протиправних посягань;
   - удосконалення державних правил сертифікації та нагляду за діяльністю служб авіаційної безпеки України;
4) удосконалення нормативного регулювання авіації шляхом адаптації нормативно-правової бази України до вимог і стандартів ІКАО та Євросоюзу;
5) оновлення парку повітряних суден шляхом:
   - сприяння національним авіакомпаніям в оновленні парку повітряних суден із заміною більшості з них на сучасні літаки з високим рівнем комфорту, паливної

ефективності та зменшеними витратами на їх технічне обслуговування відповідно до міжнародних вимог;

- удосконалення механізму та процедур лізингу повітряних суден і визначення заходів щодо спрощення процедури митного оформлення під час ввезення авіаційної техніки та запасних частин, що переміщуються через митний кордон України, для забезпечення експлуатації, ремонту та модернізації повітряних суден;
- удосконалення нормативно-правової бази та процедур сертифікації авіаційної техніки [1];

Також Україна потребує розвитку мережі вузлових аеропортів та створення національного вузлового аеропорту на базі ДМА "Бориспіль". Необхідно визначити єдиний підхід до розвитку всіх аеропортів із збереженням у державній власності аеродромів та об'єктів, що забезпечують їх функціонування. Збереження в державній власності аеропортів "Бориспіль", "Бердянськ", "Дніпропетровськ", "Львів" і "Запоріжжя" та повернення в державну власність таких аеропортів, як "Вінниця", "Донецьк", "Івано-Франківськ", "Керч", "Кривий Ріг", "Київ" (Жуляни), "Луганськ", "Маріуполь", "Одеса", "Полтава", "Рівне", "Сімферополь", "Суми", "Ужгород", "Харків", "Херсон", "Черкаси" та ін. [6].

Потрібне створення конкурентоспроможного національного повітряного перевізника та впровадження гнучкої тарифної політики, зниження собівартості перевезень та послуг.

Висновки

Український ринок авіаперевезень на сьогоднішній день має багато невирішених проблем, проте він ще не завершив своє становлення і при належній увазі з боку держави зможе посісти своє місце у світовому перевізному процесі.

Авіаційні перевезення є важливими для економіки країни, її місця на міжнародному ринку та конкурентоспроможності. Проблемами є жорстка конкуренція між авіаперевізниками, постійне збільшення витрат, застарілий технічний парк та інші, що потребують дослідження та вирішення. Необхідне також підвищення ефективності авіаційних вантажних перевезень вітчизняними авіаперевізниками та чітке слідування концепції Державної цільової програми розвитку аеропортів і ТДК України на період до 2020 року. Дотримання вимог документів ІКАО, ІАТА, Європейського Союзу та інших міжнародних норм і правил.

В заключення можна сказати, що світовий авіаційний транспорт знаходиться в постійному розвитку та вдосконаленні, тому українські вчені повинні постійно стежити за змінами і новими тенденціями, щоб визначити стратегії розвитку та підвищити рівень авіаційних перевезень в Україні.

Список літератури

1. Транспортна стратегія України на період до 2020 року схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 20 жовтня 2010 р. N 2174-р.

2. Доклад Всемирной авиатранспортной конференции: Проблемы и возможности либерализации / ИКАО, Монреаль, 24–29 марта 2003 года.

3. Прогноз развития воздушного транспорта до 2015 года / Циркуляр ICAO 304 – AT/127, Монреаль: сентябрь 2004г. – 58с.

4. *Бугайко Д.О., Рибалко О.Л.* Тенденції розвитку ринку авіаційних перевезень України. // Економіка, підприємництво та менеджмент – Журнал наукових праць: Випуск 9. – К.: НАУ, 2007. - С.80-85.

5. *Костромина Е.В.* Авиатранспортный маркетинг. / М.:НОУ ВКШ "Авиабизнес", 2003 р. – 384 с.

6. Концепція Державної цільової програми розвитку аеропортів на період до 2020 року схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 5 березня 2008 р. № 506-р.

УДК 629.735.083 (045)

О.А. Тамаргазін, доктор технічних наук, професор,
І.І. Ліннік, кандидат технічних наук, доцент,
Т.Ю. Крамаренко, аспірант,
М.В. Олег, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ КОМПЛЕКТІВ ЗАПАСНИХ ЧАСТИН В АЕРОПОРТУ

В статті проведений аналіз сучасного стану методів оцінки технічного стану авіаційної техніки та структури матеріально-технічного забезпечення аеропортів. Запропонована методика визначення комплектів запасних частин призначена для підвищення ефективності виробничого процесу в аеропорту. Дана методика дозволяє обґрунтувати принципи побудови дворівневої системи забезпечення авіаційної техніки запасними частинами.

Забезпеченню експлуатації технічних об'єктів запасними частинами постійно приділяється велика увага. Це пояснюється тим, що створити абсолютно надійний об'єкт неможливо та для підтримки його в працездатному стані завжди потрібні запасні частини. Вони необхідні для усунення випадкових відмов і заміни елементів, що зношуються, що виробили свій ресурс. Це вимагає координації матеріально-технічного забезпечення процесу експлуатації в цілому з планом логістичної підтримки діяльності аеропорту й, зокрема, з планом технічного обслуговування повітряних суден та авіаційної наземної техніки.

Дослідження забезпечення технічних об'єктів запасними частинами концентруються на рішенні двох проблем [1]. Перша відноситься до розрахунку комплектів запасних частин, що визначаються надійністю об'єктів, що експлуатуються, і випадковим характером потоку вимог до заміни елементів. Система поповнення комплектів запасних частин вважається тут заданою, і склад комплектів залежить від безвідмовності, ремонтопридатності об'єктів, кваліфікації обслуговуючого персоналу та інших експлуатаційних факторів.

Друга проблема – обґрунтування системи постачання запасними частинами. Самі запасні частини тут розглядаються як запаси, що зберігаються на складах. Система постачання характеризується, крім рівня запасів, періодами поповнення, витратами на зберігання, обслуговування та доставку запасних частин. Для оптимізації загальних витрат необхідно обґрунтувати структуру системи керування запасами, запаси на складах, стратегії поповнення. Пропрацьованість питань обґрунтування систем постачання запасних частин ще недостатня. На складах накопичуються чималі запаси, в яких не виникло необхідності, але, з іншого боку, до 40 % затримок рейсів відбувається через відсутність необхідних запасних частин в обслуговуючих підрозділах. Оскільки миттєва доставка необхідних для заміни агрегатів авіаційної техніки неможлива, вимога забезпечення заданого рівня готовності й ефективності використання авіаційної техніки змушує створювати в обслуговуючих підрозділах і на складах всіх рівнів гарантуючі запаси різних видів, які неминуче використаються лише частково.

В аеропорти та окремі авіакомпанії постачаються одиночні та групові комплекти запасних частин. Одиночний комплект призначений для забезпечення експлуатації одного виробу, підтримки його в справному стані за допомогою проведення технічних обслуговувань в обсязі вимог експлуатаційної документації, а також усунення відмов і пошкоджень протягом заданого наробітку або терміну служби в експлуатаційному підрозділі силами обслуговуючого персоналу. Одиночний комплект є невід'ємною частиною виробу авіаційної техніки.

Груповий комплект призначений для забезпечення технічного обслуговування й усунення несправностей групи однотипних виробів протягом заданого наробітку або терміну служби силами інженерно-технічної служби (ІТС) відповідних служб аеропорту або авіакомпанії. До складу групового комплекту включаються запасні частини для здійснення замін складових частин виробу, що мають ресурс менше ресурсу виробу.

Номенклатура та число запасних частин, що входять в одиночні й групові комплекти,

повинні розраховуватися з урахуванням забезпечення заданих вимог з надійності виробів авіаційної техніки. Методи розрахунку включають й оцінку норм витрати запасних частин. У розрахунках в якості величин, що оптимізують, можуть виступати характеристики готовності й оцінки витрат. При розробці методики розрахунків необхідно враховувати [2]: види показників експлуатаційної якості, до яких пред'явлені вимоги в технічних завданнях на вироби, для яких призначені запасні частини; види законів розподілу часу безвідмовної роботи та часу відновлення, а також числові характеристики відповідних випадкових величин; структуру й особливості функціонування виробу авіаційної техніки, режим її експлуатації за призначенням; спосіб поповнення комплектів; норми часу на технічне обслуговування й відновлення; витрати на запасні частини, їх транспортування та зберігання; кваліфікацію персоналу, що робить пошук й усунення відмов.

Якість комплектів запасних частин оцінюється показниками достатності. Показниками достатності відповідно до нормативів цивільної авіації [3] є кількісні характеристики, що визначають вплив початкового рівня всіх запасів у комплекті на надійність забезпечуваних виробів у заданих умовах і режимі їх експлуатації. Залежно від призначення комплектів як показники достатності запасних частин приймають [4]: імовірність достатності запасних частин $P_Д$ протягом заданого наробітку або терміну служби; коефіцієнт готовності $K_Г$ комплекту запасних частин; сумарні витрати на запасні частини $C_{З.Ч}$ (або їхня вага $G_{З.Ч)}$. Імовірність достатності $P_Д^j(T_Д)$ є ймовірність того, що протягом заданого періоду поповнення $T_Д$ комплект запасних частин не відмовить по запасу фіксованої j-й номенклатури. Коефіцієнт готовності запасу $K_Г^j$ є ймовірність того, що в довільний момент часу при прийнятому способі поповнення комплект запасних частин не відмовить по запасу j-й номенклатури.

Ті ж показники по комплекті запасних частин у цілому отримуються перемножуванням показників достатності для окремих номенклатур $j = \overline{1, N}$. Розрахунок кількісного складу комплектів запасних частин (ЗЧ), визначення показників достатності, а також організація безперебійного забезпечення потреб у ЗЧ і планування їх виробництва базуються на нормах витрати ЗЧ. Норма витрати ЗЧ на заданий період експлуатації є середнє очікуване за цей період число замін деталей або складальних одиниць виробу через відмови й виробіток ресурсу, а також відмов ЗЧ на зберіганні. Стосовно до експлуатаційних комплектів середнє очікуване число замін елемента [5]

$$a = \lambda_З msT, \quad (1)$$

де $\lambda_З$ – середнє число замін елемента за одиницю часу його наробітку, що визначається за результатами аналізу відмов за попередній період експлуатації; m – число однотипних елементів у виробі (повторюваність даної номенклатури); s – число виробів, для яких розраховується комплект запасних частин; T – наробіток виробу за період часу, на який розраховується комплект.

Потреба в запасних частинах – випадкова величина з середнім, рівним a. Тому якщо ставиться завдання забезпечити заміни в експлуатації з імовірністю більше 0,5, тоді необхідно мати в комплекті x запасних частин, де початковий рівень запасу x завжди більше, ніж a.

Завдання визначення x є власне кажучи завданням пошуку довірчого інтервалу для випадкової величини попиту, розподіл якого треба приймати пуасоновским із середнім a. Вид розподілу a досліджено в роботі [6], де на підставі аналізу даних про фактичну витрату 100 номенклатур агрегатів показано, що якщо $a < 10$, тоді потік вимог добре згладжується пуасоновским розподілом. Довірчий інтервал з рівнем α і є те число запасних частин у комплекті, що гарантує з імовірністю α негайне задоволення вимог на елемент фіксованої номенклатури. Рекомендується приймати $\alpha = 0{,}8$ для дорогих агрегатів, 0,9 для запасних частин середньої вартості й 0,95 для низкою [3].

Імовірність достатності комплекту для однієї номенклатури обчислюється на підставі функції розподілу Пуассона:

$$P_Д = F(a, x) = \sum_{k=0}^{x} \frac{a^k}{k!} e^{-a} \qquad (2)$$

і для функції F(a, x) є досить докладні таблиці.

Довірча ймовірність того, що за період T по жодному з N елементів виробу число відмов не перевищить числа передбачених для них запасних частин, визначається як [7]:

$$R(N, A, X) = \prod_{j=1}^{N} F\left(a^j, x^j\right), \quad (3)$$

де $A = \left(a^1, a^2, \ldots, a^N\right)$, $X = \left(x^1, x^2, \ldots, x^N\right)$.

Імовірність R(N,A,X) прийнято називати ймовірністю достатності комплекту запасних частин. Методику одержання оцінки R(N,A,X) за допомогою формули (2) називають моделлю ненавантаженого резерву з миттєвим й абсолютно надійним перемиканням.

Необхідне значення ймовірності достатності $R_{ТР}$, зазвичай задається. Завдання розрахунку складу комплекту запасних частин складається у визначенні складових x^1, x^2,…,x так, щоб задовольнити умову:

$$R(N,A,X) \geq R_{ТР}. \qquad (4)$$

Найпростіший шлях виконання (4) полягає у виборі за таблицями F(a,x) таких x^j, щоб $P_Д^j = F\left(a^j, x^j\right)$, де $P_Д^j = \sqrt[n]{R_{ТР}}$. Однак цим умовам будуть задовольняти нецілочисельні значення x^j, а округлення їх дасть кілька припустимих рішень x^1, x^2,…,x , що відповідають R(N,A,X) біля точки $R_{ТР}$. Знайти найкраще рішення можна тільки перебором всіх можливих варіантів або в ході рішення спеціально сформульованого комбінаторного завдання.

Зазвичай до моменту обґрунтування комплекту запасних частин немає точної інформації про норми витрати a^j, і тому застосування складних алгоритмів для розрахунку x^j недоцільно. Досить одержати одне з рішень, що задовольняють (4). Зокрема, можна провести орієнтовний підрахунок x^j по найпростішій, описаній вище методиці, скориставшись спеціальними номограмами [8].

Для отримання формули для коефіцієнта готовності комплекту запасних частин підрахуємо середній час $T_{ЗЧ}$ до настання моменту коли в комплекті не виявиться необхідного для усунення відмови комплектуючого:

$$T_{ЗЧ} = \int_0^T F(a, x)dt = \frac{1}{\lambda_З ms}\left[(x+1) - \sum_{k=0}^{x}(x+1-k)\frac{a^k}{k!}e^{-a}\right].$$

За аналогією із класичною формулою для коефіцієнта готовності

$$K_Г = T_C/(T_C + T_B)$$

визначається коефіцієнт готовності комплекту запасних частин

$$K_Г = \frac{T_{ЗЧ}}{T} = 1 - \frac{1}{a}\sum_{k=x+2}^{\infty}(k-x-1)\frac{a^k}{k!}e^{-a} . \qquad (5)$$

Формулу (5) легко привести до вигляду

$$K_Г = F(a, x) + (x+1)\sum_{k=x+1}^{\infty}\frac{1}{k+1}\frac{a^k}{k!}e^{-a} . \qquad (6)$$

Порівняння (6) і (2) дозволяє стверджувати, що показники ймовірності достатності й коефіцієнта готовності запасу для рішення оптимізаційних завдань еквівалентні. При застосуванні покрокових процедур вибору оптимального рішення по обох показниках виходять однакові домінуючі послідовності.

Тому треба розглядатися максимізацію одного з показників $P_Д$ або $K_Г$. Коефіцієнт готовності запасу зручний у застосуванні при аналізі можливих варіантів системи забезпечення запасними частинами та при розрахунку запасів X, а також періодів їх поповнення в багаторівневих системах забезпечення ЗЧ. До максимізації (5) при різних обмеженнях на ресурси зводяться задачі обґрунтування структур систем забезпечення запасними частинами.

Призначення початкового рівня запасів X й обґрунтування системи їх поповнення можна

починати тільки після того, як обрана номенклатура агрегатів і деталей $j = \overline{1, N}$, які можуть входити до комплекту запасних частин. Рекомендації з вибору номенклатури запасних частин зводяться до наступного. За своїм конструктивним виконанням вироби авіаційної техніки представляють собою ієрархічні системи різного рівня складності. Зазвичай вироби складаються з блоків, останні з вузлів (панелей, модулів), вузли – з невідновлюваних в умовах експлуатації деталей. Залежно від глибини та достовірності діагностування відмов, трудомісткості операцій відновлення та кваліфікації обслуговуючого персоналу відмова може бути усунена шляхом заміни елементів різних рівнів ієрархії, і ці елементи треба включити у відомість комплекту запасних частин.

У відомості комплекту повинні бути передбачені за можливістю всі елементи, що входять до складу виробу, крім абсолютно надійних (рам кріплення, кожухів, блоків, розподільних коробок тощо). Вибір абсолютно надійних елементів здійснюється за показником середньоочікуваного числа замін (1). Елементи, для яких $a^j < 0{,}001$, у відомість комплекту можна не включати.

Якщо заміна якого-небудь елемента на об'єкті не передбачена керівництвами з технічної експлуатації, то у відомості комплекту включаються елементи більш низького рівня ієрархії. Включати такий елемент потрібно, якщо $a^j > 0{,}001$ та в експлуатаційному підрозділі є інструмент і контрольно-перевірочна апаратури, яка забезпечує заміну та регулювальні роботи. Вибирати елементи більш високого рівня ієрархії (дорожчі) треба тоді, коли заміна елементів низького рівня в експлуатації не забезпечена.

Висновок

Отриманий шляхом такого якісного аналізу перелік номенклатур далеко не остаточний. Він відображається в переліку попередньої номенклатури запасних частин. У нього вносяться номер j, характеристика інтенсивності замін a^j та дані c^j про вартість, масу, габаритні розміри запасної частини j-ої номенклатури, які знадобляться для оцінки ресурсів, які витрачаються на створення комплекту. Рядки цього переліку надалі використаються в якості вхідних даних для розрахунків комплектів запасних частин.

Список літератури

1. *Герасименко В.Г., Рабинович И.А., Четвериков Б.А.* МТС межотраслевых комплексов. – К.: Техніка, 1985. 176 с.

2. *Полуков В.Я., Басалов Е.Ф.* Организация и планирование МТС в ГА. – М.: Транспорт, 1987. – 334 с.

3. The Bases Of Logistical Support Of Aircraft In Jordan. Jordan. 1998. – 687 pages

4. *Douglas S. Carmody* Airplane Maintenance and Repair: A Manual for Owners, Builders, Technicians, and Pilots, Paperback – 346 pages 70 edition, 1998, McGraw – Hill.

5. *Белкин Н.В., Степанков В.И., Титоренко Г.А.* АСУ МТС. – М.: Финансы и статистика, 1987. – 173 с.

6. *Барзилович Е.Ю., Мезенцев В.Г., Савенков М.В.* Надежность авиационных систем. – М.: Транспорт, 1982. – 182 с.

7. *Волков Л.И., Шишкевич А.М.* Надежность летательных аппаратов. – М.: Высшая школа, 1975. – 294 с.

8. Статистические задачи отработки систем и таблицы для числовых расчетов показателей надежности / Под ред. *Р.С.Судакова*. – М.: Высшая школа, 1975. – 604 с.

УДК: 621.891: 621.899(045)

О.М. Білякович, кандидат технічних наук, професор
В.П. Коба, доцент
Л.В. Курбет, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОСНОВНІ ЗАКОНОМІРНОСТІ ЗМІНИ ЯКІСНОГО СТАНУ МАСТИЛЬНИХ МАТЕРІАЛІВ У ПРОЦЕСІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ТРИБОСПОЛУЧЕНЬ (ОГЛЯД)

В статті проведено короткий огляд погіршення експлуатаційних характеристик мастильних матеріалів протягом їх тривалого використання в трибосистемах та деякі можливі наслідки впливу старіння олив на роботу машин та механізмів

Як відомо між якістю мастильного матеріалу та умовами роботи об’єкту, який змащується існує тісний зв'язок. Правильно підібраний мастильний матеріал зможе забезпечити надійну та безвідмовну роботу механізму протягом довготривалого періоду експлуатації; але будь-які відхилення або перенавантаження в роботі об’єкта можуть призвести до негативних змін та погіршення якості мастильного середовища [1, 2]. Під час роботи оливи в машині чи механізмі спостерігається її поступове «старіння», тобто якість мастильного матеріалу поступово погіршується. Це відбувається внаслідок зменшення вмісту (спрацювання) функціональних присадок, зміни в’язкості, накопичення в оливі продуктів окиснення та зносу, механічних домішок та води тощо. Виконання експлуатаційних функцій може бути забезпечено лише при умові правильного підбору та високої якості мастильного матеріалу. Розглянемо деякі основні показники якості мастильних матеріалів та процеси, які відбуваються внаслідок їх тривалого використання.

В'язкість мастильного середовища є одним із самих головних показників його якості. Від неї залежить надійність роботи й спрацювання деталей, втрати потужності на тертя тощо. Зі зменшенням в'язкості мастильного матеріалу з одного боку полегшується робота машини чи механізма при низьких температурах, зменшуються втрати потужності на тертя та скорочується витрата пального; з другого боку, зменшення в'язкості сприяє більш інтенсивному зношенню пар тертя і підвищує вірогідність витікання оливи через ущільнюючі матеріали, що може призвести до «масляного голодання» вузла тертя та виходу його з ладу. Для моторних і трансмісійних олив характер зміни в'язкості зі зміною їх температури має особливе значення. Це пояснюється тим, що температура масла при експлуатації системи не залишається постійною. В міру того, як двигун прогрівається, температура мастильного середовища підвищується, досягаючи деякого граничного значення тоді, коли двигун повністю прогрівається та вийде на робочий режим. І якщо при робочих температурах бажано мати досить високу в'язкість мастильного матеріалу, щоб забезпечити рідинне тертя, то при температурах запуску двигуна в'язкість має бути як можна меншою, щоб знизити крутний момент, необхідний для прокручування вала двигуна й поліпшення прокачування оливи по маслопроводах [3 - 10].

Наступний негативний процес, який погіршує якість мастильного середовища є піноутворення. Основним чинником спінення мастильного матеріалу є аерація (насичення масла газом). Основний вплив на утворення піни відіграє властивість та якість мастильного середовища. В трансмісійних системах наприклад інтенсивне піноутворення спричиняється високими швидкостями потоку оливи та неперервний контакт її з повітрям [3].

Відомо, що газ у мастильному матеріалі може бути у трьох станах: розчин, дисперсія та піна. При зміні режимів та умов експлуатації газ легко переходить з одного стану в інший. При зниженні тиску та збільшенні температури газ виділяється з розчину в дисперсну фазу. Такий процес відбувається, наприклад, при виході оливи з масляної магістралі в порожнині підшипника. При певних умовах дисперсна фаза може перейти в піну та назад.

Піна знижує змащувальну здатність мастильного середовища, хімічну стабільність та підвищує його корозійну агресивність. Внаслідок більшої площини поверхні поділу між рідиною та повітрям значно прискорюються окиснення та інші хімічні реакції у піні. Стійка піна перетворюється з часом на в'язкі включення, що відкладаються на поверхнях агрегатів, що може призвести до порушення їхньої нормальної роботи. Здатність мастильного матеріалу до піноутворення залежить від його в'язкості: чим вища в'язкість, тим стабільніша піна утворюється. Спінення оливи погіршує надійність роботи масло систем [7, 8].

Під час експлуатації машин та механізмів мастильні матеріали під дією високих температур та каталітичної дії металу піддаються різноманітним окиснювальним перетворенням. Окиснення мастильного середовища – процес небажаний, тому що призводить до значної зміни його властивостей. Під час окиснення погіршується в´язкісно - температурна характеристика оливи за рахунок зменшення її рухомості в холодну пору року. Також мастильний матеріал може повністю втратити свою рухомість навіть при плюсових температурах внаслідок згущування оливи. Останнє гальмує надходження мастильного середовища до деталей, які змащуються чим суттєво підвищує коефіцієнт їх зношування. Слід згадати, що окиснення негативно впливає на спрацювання присадок.

Накопичення продуктів окиснення в мастильному матеріалі призводить до зміни його зовнішнього вигляду, а також фізико-хімічних властивостей: олива темніє, в ній з'являються нерозчинні осади, збільшується її в'язкість, зростає кислотність та відповідно корозійна агресивність. Використання мастильного середовища з низькою термоокисною стабільністю може призвести до серйозних порушень у роботі системи, що змащується [7, 8, 10].

Висока корозійна агресивність мастильного матеріалу проявляється також внаслідок накопичення в процесі його окиснення великої кількості корозійно-агресивних по відношенню до металів продуктів, а також утворюється велика кількість твердих частинок, які гальмують циркуляцію оливи. Корозія особливо стрімко зростає зі збільшенням температури, але не безкінечно: при температурі близько 170ºС корозійність мастильного середовища послаблюється, автор роботи [3] зробив припущення що це пов’язано з прискоренням процесу конденсації та полімеризації кислотних з’єднань та збільшенням вмісту в мастильному матеріалі продуктів більш глибшого окиснення – смол. Смолисті речовини відкладаються на металевих поверхнях, утворюючи лакоподібні плівки, які перешкоджають контакту поверхні металу з корозійно-агресивним середовищем.

Наприклад у газотурбінних двигунах окиснення оливи призводить до таких випадків забруднення двигуна:

- появи лакової плівки вздовж бігової доріжки підшипників;
- забивки елементів масляних фільтрів відкачуючих магістралей;
- відкладання осаду на підшипниках турбін у вигляді "бахроми";
- появі відкладень у трубопроводах, канавках і жиклерах маслоподаючих форсунок.

Здатність мастильних матеріалів окиснюватися, засмолюватися залежить від багатьох факторів, найважливішими є такі: хімічний склад мастильного середовища; температурні вимоги; термін окиснення; каталітична дія металів та продуктів окиснення; присутність води та механічних домішок, тривалість експлуатації. Під дією повітря, наприклад, в умовах високих температур в тонкому шарі на металевій поверхні окиснення проходить легко із утворенням твердих сажоподібних продуктів. Цьому сприяє висока концентрація кисню та каталітична дія металевої поверхні.

Різні типи вуглеводнів, які входять до складу оливи, дають різні за хімічним складом та фізичними властивостями кінцеві продукти окиснення. Парафінові та нафтенові вуглеводні при окисненні утворюють розчинні у мастильному матеріалі сполуки (кислоти, смоли, оксикислоти), ароматичні, нерозчинні в мастильному середовищі, смолисто-асфальтові речовини (асфальтени, карбени, карбоїди). Таким чином, добре очищені від ароматичних речовин оливи схильні до збільшення в'язкості та кислотності, але у важких умовах роботи дають малу кількість відкладень. Найбільшу стійкість до окиснення мають вуглеводні нормальної будови, що не мають бічних ланцюгів. Більш того, продукти окиснення таких

вуглеводнів - фенольні сполуки мають властивість обривати ланцюгову реакцію окиснення, тобто запобігають окисненню інших вуглеводнів [3, 8, 10, 11].

Інтенсивне утворення осаду в мастильному матеріалі може бути викликане також наявністю води, яка може потрапити до нього як під час зберігання так і під час експлуатації. Присутність в мастильному середовищі 1-2% води в 5 разів підвищує показник зношування циліндро-поршневої групи двигуна та в 1,4-1,6 разів зношення вкладишів. Наприклад, зниження опору контактній втомленості проявляється особливо найбільше у вигляді точечної корозії стальних кульок під дією води, яка знаходиться в мастильному матеріалі. Л. Грунберг та ін. провели дослідження впливу присутності води у мінеральній оливі на прискорення руйнування шарікопідшипників, які виготовлено із звичайної сталі. В присутності води вуглець проникає в мастильне середовище, яке піддається дії поверхневої втомлюваності [3, 12].

Особливу небезпеку містить проникнення водяних парів та конденсація вологи в двигуні, який знаходиться на довгостроковому зберіганні. В цей період інтенсивно розвиваються процеси електрохімічної корозії; при подальшій експлуатації таких двигунів збільшується зношування різноманітних його вузлів та деталей. Так, зношування на 1000 км. пробігу для автомобілів довгострокового зберігання у вологій атмосфері в порівнянні з автомобілями безперервної експлуатації виявляється більшим по циліндрах в 1,5-2 раза, по поршнях в 1,5 раза та по колінчастому валу на 10-15%.

В трансмісійних мастильних матеріалах в залежності від експлуатації вміст води коливається від десятих часток до декількох відсотків, досягаючи в деяких випадках 5-8%. В воді міститься деяка кількість неорганічних солей та корозійно-агресивних компонентів, які потрапляють у внутрішні порожнини механізмів ззовні чи утворюються в процесі старіння оливи. Це спричиняє виникненню та протіканню електрохімічної корозії [3, 13, 14].

Механізм зниження працездатності поверхонь при наявності води в мастильному матеріалі складний; він містить у собі взаємозв’язок циклічно змінних напруг та хімічних реакцій на поверхні, які викликають корозію та вуглеводневе зношення. Встановлено також, що розчинена в мастильному середовищі вода значно підвищує інтенсивність зношування тіл, що котяться. Механізм впливу води на опір контактній втомлюваності, на думку Л. Грунберга та Р. Шацберга виявляється в наступному. Поверхневі мікротріщини, які утворилися в умовах контакту під час кочення, діють як тоненькі капіляри. Олива заповнює останні, а розчинена в ній вода, конденсується у вершинах тріщин, утворюючи багату на воду фазу. Циклічні навантаження, які сконцентровані у вершині тріщини, водяна корозія та вуглецеве окрихчування діють разом, збільшуючи швидкість зростання тріщин. Вода може призвести до утворення невеликих корозійних пошкоджень, які стають концентраторами напруг [12]. При експлуатації мастильних матеріалів в особливо вологій атмосфері їх хімічний склад змінюється та властивості погіршуються внаслідок появи в мастильному середовищі мікроорганізмів [3]. Зайва кількість води, яка накопичується в цих умовах, активує сприятливе середовище для розвитку бактерій. Для роботи в такій атмосфері потрібна підвищена біостійкість олив. Окрім того, потрапляння води в мастильний матеріал підсилює піноутворення, знижує його лужне число, призводить до випадання в осад його функціональних присадок.

Слід зазначити також, що наразі відсутня повна ясність у проблемі впливу присадок на якість олив. Така ситуація приводить до того, що у деяких випадках [15, 16] їх використання збільшує зношення та прискорює розвиток корозії. Є присадки, які призводять до утворення нерозчинних осадів, погіршують температурну стійкість та інші властивості мастильного середовища. Не вирішено також проблему сумісності присадок. Окремі компоненти присадок вступають між собою в хімічні реакції; як наслідок – одні якості оливи покращуються, а інші погіршуються [2, 15, 17 - 20].

Висновок

Цілком очевидно, що склад та властивості олив суттєво впливають на стан поверхонь тертя та інтенсивність протікання фізико-хімічних процесів у трибосистемі. Старіння та забруднення олив, які є неминучими та нероздільними на різних етапах експлуатації трибосполучень, можуть мати як негативний так і позитивний вплив на експлуатацію того чи іншого вузла тертя. Параметри відбраковки олив повинні бути більш обґрунтованими та потребують проведення подальшого дослідження в цьому напрямку. Збільшення терміну заміни мастильного середовища є більш економічно привабливим але воно також повинно бути систематизованим та мати наукове обґрунтування.

Список літератури

1. Топлива, смазочные материалы, технические жидкости / под ред. *В.М. Школьникова.* - М.: Химия, 1989. – 431 с.

2. *Холодилов О.В., Короткевич С.В., Бобович С.О., Соловей Н.Ф.* Анализ противозадирных свойств моторных масел.// Трение и смазка в машинах и механизмах. 2006. №12. с. 6-14.

3. *Гуреев А.А., Фукс И.Г., Лашхи В.Л.* Химмотология. – М.: Химия, 1986 г. – 368 с.

4. *Бойченко С. В.* Топлива, смазочные материалы, технические жидкости и присадки: Конспект лекций. – К.: КМУГА, 1999. – 104 с.

5. *Мамыкин С.М., Бабель В.Г., Куксенова Л.И., Лаптева В.Г., Хренникова И.А.* Влияние металлоплакирующей присадки «Валена» на триботехнические характеристики моторных масел.// Трение и смазка в машинах и механизмах. 2006. №12. с. 15-21.

6. *Куксенова Л.И., Рыбакова Л.М., Востряков С.Н. и др.* Исследование триботехнических характеристик зарубежных моторных масел.//Вестник машиностроения. 1999. №7. с. 7-11.

7. Хіммотологія: Лабораторний практикум / Уклад.: *Бойченко С.В., Бейко Ю.О., Єфименко В.В., Тітова О.С.*. -К.: НАУ, 2003.-88 с.

8. *Бойченко С.В., Кучма Н.М., Єфименко В.В., Тітова О.С., Черняк .Л.М.*. Хіммотологія: Навч.-метод. посібник. -К.: НАУ, 2006.-160 с.

9. *Костецкий Б. И.* Основные вопросы теории трения и изнашивания деталей машин. – Киев: Машгиз, 1955. – 52 с.

10. *Костецкий Б. И., Натансон М.Э., Бершадский Л.И.* Механо-химические процессы при граничном трении. – Наука, 1972. – 170 с.

11. *Полякова А.А.* Опыт исследования диссипативной структуры избирательного переноса в металлической пленке при трении. // Трение и износ. 1992. Т. 13. №2. с. 388-402.

12. Вопросы и ответы. // Трение и смазка в машинах и механизмах. № 10. 2006. с. 27-29.

13. *Баженов Ю.В., Микипорис Ю.А., Павлов А.Н.* Трибоэлектризация масла и дизельного топлива // Трение и смазка в машинах и механизмах. 2006. №10. с. 24-26.

14. *Leonard I.T.* Static Electricity in hydrocarbon liquids and fuels. I. Electrostatics, 10 P. 17-30.

15. *Буяновский И.А., Фукс И.Г., Шабалина Т.Н.* Граничная смазка. Этапы развития трибологии. - М.: Нефть и газ, 2002. – 219 с.

16. Короткевич С.В., Мартыненко С.М., Кравченко В.В., Парамонов М.В. Самоорганизация смазочных слоев при граничном трении // Вестник Гомельского технического университета им. П.О. Сухого. 2004. №4. с. 13 -16.

17. *Буяновский И.А.* Методы и средства трибологических испытаний // Химия и технология топлив и масел. 1994. №3. с. 29.

18. *Папок К.К.* Механизм действия моющих и антиокислительных присадок при лакообразовании: Сб. тр. «Присадки к маслам и топливам». - М.: Гостехиздат, 1961. с. 185-189.

19. *Санин П.И.* Химические аспекты граничной смазки // Трение и износ. 1989(1). №1. с. 45-57.

20. *Костецкий Б. И.* Трение, смазка и износ в машинах. – Киев: Техника, 1970. – 396 с.

УДК: 621.539.619.711

В.В. Щепетов, доктор технічних наук,
В.В. Варюхно, кандидат технічних наук,
Є.Ю. Євсюков, старший викладач,
(Національний авіаційний університет),
С.М. Лапач, старший викладач
(НТУУ «Київський політехнічний інститут»)

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ЗНОШУВАННЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ, ОТРИМАНИХ ДЕТОНАЦІЙНИМ МЕТОДОМ

Запропоновано, при створенні композиційних покриттів, що наносяться детонаційним методом, використовувати математичну модель, яка враховує регресійні залежності характеристик покриття і умови експлуатаційного навантаження з метою оптимізації їх складу

Важливою задачею при проведенні наукових досліджень є побудова математичної моделі, яка б враховувала як технологічні фактори створення композиційного покриття, так і вплив факторів експлуатаційного навантаження. Оскільки проведення окремих досліджень технологічних та експлуатаційних факторів не дає можливості розробляти покриття за вимогами умов їх експлуатації. Для забезпечення гарантії врахування можливих особливостей поведінки відгуку була прийнята відносно велика кількість рівнів факторів в експерименті. Склад факторів і рівні їх значень, які прийняті після проведення формалізації, наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Фактори і їх рівні варіювання

Фактор	Назва фактору	Умовне позначення і од. виміру	Мінімальне значення	Максимальне значення	Крок зміни
X1	Дистанція напилення	L, мм	140	220	20
X2	Подача порошку	G, мг/в	180	300	30
X3	Сумарна витрата суміші	W, л/хв.	35	95	15
X4	Температура напилення	T, °K	280	340	15
X5	Матеріал напилювання	M	M1	M2	
X6	Швидкість ковзання	V, м/с	0,1	1,1	0,2
X7	Навантаження	P, МПа	0,2	2,2	
X8	Експлуатаційна температура	t, °C	60	160	20

Для забезпечення побудови регресійних моделей при встановлених вимогах (велика кількість факторів і велика кількість рівнів варіювання) використовувалися робастні плани експерименту на основі $ЛП_\tau$–чисел [1, 2]. Ці плани мають наступні переваги перед іншими типами планів:

1. довільна кількість рівнів варіювання (може дорівнювати кількості дослідів);
2. можливість добудови плану зі збереженням всіх попередніх дослідів;
3. план одночасно є планом для пошуку оптимуму;

Ці переваги дають можливість при відносно невеликій кількості дослідів зменшити ризики. Робоча матриця експерименту наведена в табл. 2.

Таблиця 2

Робоча матриця експерименту

№ експ.	L	G	W	T°,K	M	V	P	t°,C
1	180	240	65	310	M1	0,5	1	100
2	160	270	50	325	M1	0,9	0,6	140
3	200	210	80	295	M2	0,3	1,8	80
4	140	270	95	340	M2	0,1	1	100
5	200	180	50	295	M1	0,7	2,2	160
6	160	210	80	280	M2	1,1	0,2	120
7	220	300	35	325	M1	0,5	1,4	60
8	140	300	80	295	M1	0,1	1	120
9	180	240	35	340	M2	0,7	2,2	60
10	160	180	95	310	M1	0,9	0,6	80
11	220	270	65	280	M2	0,3	1,8	140
12	140	210	50	325	M2	0,3	0,2	160
13	200	300	95	280	M1	0,9	1,4	100
14	180	240	35	310	M2	1,1	0,6	80
15	220	180	65	340	M1	0,5	1,8	140
16	140	240	65	295	M1	0,3	2,2	80
17	180	180	95	325	M2	0,9	1	140
18	160	210	35	340	M1	0,7	1,8	120
19	200	270	80	310	M2	0,1	0,6	60
20	140	180	65	340	M2	0,5	1,4	60
21	200	270	35	295	M1	1,1	0,2	120
22	180	300	80	280	M2	0,7	2,2	160
23	220	240	50	310	M1	0,1	1	100
24	140	240	95	310	M1	0,5	1,4	160
25	180	300	50	340	M2	1,1	0,2	100
26	160	270	65	325	M1	0,7	1,8	60
27	220	210	35	280	M2	0,1	0,6	120
28	160	300	50	310	M2	0,5	2,2	140
29	200	210	80	280	M1	1,1	1	80
30	180	180	65	295	M2	0,9	1,4	100
31	220	240	95	325	M1	0,3	0,2	160
32	140	270	95	325	M2	1,1	1,8	160

Математичні моделі та їх статистичні характеристики

Моделі отримані за допомогою програмного засобу ПРІАМ (планування, регресія та аналіз моделей) [3]. При пошуку структури регресійної моделі аналізувалися степені факторів до третьої включно, а також подвійні і потрійні взаємодії; всього 1366 ефектів. Для підвищення ймовірності правильного визначення структури і підвищення обчислювальної стійкості попередньо виконувалося перетворення з використанням поліномів Чебишева і нормування [1, 2].

Отримані наступні регресійні моделі.

Інтенсивність зношування I ($мм^3/км \cdot см^2$):

$Y = 0,727706 + 0,464883z_1z_6 + 0,249706x_7 + 0,144657z_8$,

де:

$x_1 = 0,0242424*(X_1 – 178,75)$; $z_1 = 1,99793*((x1\text{^}2) – 0,0302437*x_1 – 0,469238)$;

$x_6 = 1,95122*(X_6 – 0,6125)$; $z_6 = 1,83664*((x6\text{^}2)+0,00876875*x6 – 0,446758)$;

$x_7 = 0,987654*(X_7 – 1,2125)$; $x_8 = 00195122*(X_8 – 111,25)$;

Адгезійна міцність σ (МПа):

$Y = 101,797 – 12,9269z_6z_7 – 10,7977z_6u_7 + 6,87175z_1x_8 + 11,1787z_1x_2u_3 + 5,01613u_6 +$

$5,017z1z_2z_3 + 4,43211x_2x_3 + 3,67725u_6u_8$,

де:
$x_1 = 0{,}0242424(X_1 - 178{,}75)$; $z_1 = 1{,}99793(x_1^2 - 0{,}0302437x1 - 0{,}469238)$;
$x_2 = 0{,}0164103*(X2 - 240{,}938)$; z2 = 1,94345*((x2^2) + 0,038087*x2 – 0,461775);
$x_3 = 0{,}0323232*(X3 - 65{,}9375)$; z3 = 1,99793*((x3^2) + 0,0302437*x3 – 0,469238);
$u_3 = 3{,}58752*((x3^3) + 0{,}0789957*(x3^2) - 0{,}805428*x3 - 0{,}0228763)$;
$x_6 = 1{,}95122*(X6 - 0{,}6125)$; z6 = 1,83664*((x6^2) + 0,00876875*x6 – 0,446758);
$u_6 = 3{,}78268*((x6^3) + 0{,}0676656*(x6^2) - 0{,}777002*x6 - 0{,}0263127)$;
$x_7 = 0{,}987654*(X7 - 1{,}2125)$; z7 = 1,85727*((x7^2) + 0,0227702*x7 – 0,438805);
$u_7 = 3{,}93761*x_7^3 + 0{,}0446811*x_7^2 - 0{,}774628*x_7 - 0{,}00961461)$;
$x_8 = 0{,}0195122*(X_8 - 111{,}25)$; $u_8 = 3{,}78268*(x_8^3 + 0{,}0676657*x_8^2 - 0{,}777002*x_8 - 0{,}0263127)$;
Мікротвердість H_μ (МПа)
$Y = 7902{,}24 + 883{,}829x_4 + 1259{,}82x_1x_2 + 1029{,}81x_4x_7 + 572{,}278x_6u_8 - 369{,}151u_2x_8 + 495{,}122z_1u_6 + 481{,}52x_2u_3 - 307{,}163z_3u_7 + 156{,}288x_2x_7 + 375{,}108u_2u_7 + 311.243z_3x_7$,
де:
$x_1 = 0{,}0242424(X_1 - 178{,}75)$; $z_1 = 1{,}99793(x_1^2 - 0{,}0302437x_1 - 0{,}469238)$;
$x_2 = 0{,}0164103(X_2 - 240{,}938)$; $u_2 = 3{,}40976(x_2^3 + 0{,}0342746x_2^2 - 0{,}814547x_2 + 0{,}00176048)$;
$x_3 = 0{,}0323232(X_3 - 65{,}9375)$; $z_3 = 1{,}99793(x_3^2 + 0{,}0302437x_3 - 0{,}469238)$;
$u_3 = 3{,}58752(x_3^3 + 0{,}0789957x_3^2 - 0{,}805428x_3 - 0{,}0228763)$;
$x_4 = 0{,}0328205(X_4 - 310{,}469)$;
$x_6 = 1{,}95122(X_6 - 0{,}6125)$; $u_6 = 3{,}78268(x_6^3 + 0{,}0676656x_6^2 - 0{,}777002x_6 - 0{,}0263127)$;
$x_7 = 0{,}987654(X_7 - 1{,}2125)$; $u_7 = 3{,}93761(x_7^3 + 0{,}0446811x_7^2 - 0{,}774628*x_7 - 0{,}00961461)$;
$x_8 = 0{,}0195122(X_8 - 111{,}25)$; $u_8 = 3{,}78268(x_8^3 + 0{,}0676657x_8^2 - 0{,}777002x_8 - 0{,}0263127)$;

Тут x_i, z_i, u_i є формулами побудови ортогональних контрастів (перетворення до ортогональних поліномів Чебишева). Всі моделі інформативні ($F_{Rрозр} > F_{Rкр}$, $\gamma \geq 2$), адекватні ($F_{розр} > F_{кр}$) та стійкі (cond близьке до 1). Гіпотези перевірялися при рівні значущості $\alpha = 0{,}05$. Основні характеристики моделей наведені в табл.. 3.

Таблиця 3

Статистичні характеристики моделей

Характеристика		Модель		
		Інтенсивність зношування	Адгезійна міцність	Мікротвердість
Інформативність	R	0,851	0,968	0,991
	F_R розрахункове	29,45	43,19	99,84
	F_R критичне (ν_1,ν_2)	2,95 (3,28)	2,37 (8,23)	2,31 (20,5)
	γ критерію Бокса-Венца	2	3	11
Адекватність	F розрахункове	3,87	11,96	28,2
	F критичне	1,19	1,35	1,46
Стійкість	Число обумовленості (cond)	1,734	1,55	1,61
Описові властивості	Похибка апроксимації (%)	7,67	2,39	1,47

Аналіз моделей та обчислювальний експеримент

Інтенсивність зносу

Основний вплив на інтенсивність зносу чинить нелінійна взаємодія дистанції напилювання X_1 і швидкості ковзання X_6 (48,6% розсіяння) та навантаження X_7 (22,2%) і значно менше експлуатаційна температура X_8 (5,1%).

Характер впливу окремих факторів на відгук добре видно з графіків часткових рівнянь регресії (рис. 1) та поверхонь відгуку для окремих факторів (рис. 2–3).

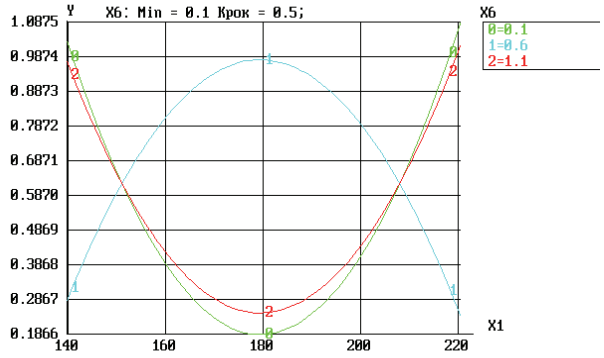


Рис. 1. Залежність інтенсивності зношування від X_1 та X_6 (X_7=0,2;X_8=60)

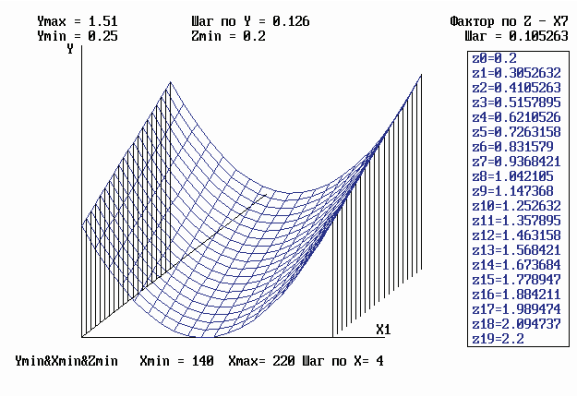


Рис. 2. Залежність інтенсивності зношування від X_1 та X_7 (X_6=1;X_8=60)

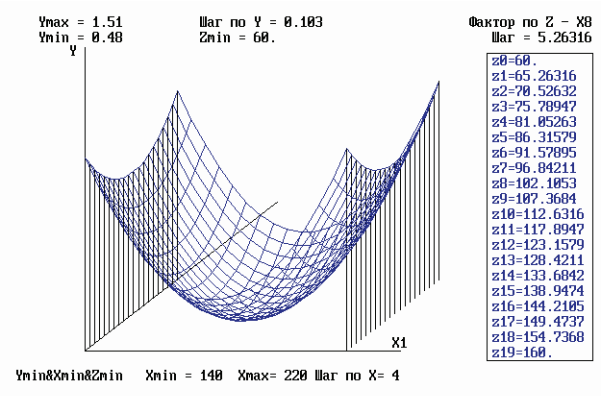


Рис. 3. Залежність інтенсивності зношування від X_1 та X_8 (X_6=1,1;X_7=2,2)

Адгезійна міцність

Основний вплив на адгезійну міцність чинять нелінійні взаємодії швидкості ковзання X_6 та навантаження X_7 факторів (60,7% розсіяння), взаємодія дистанції напилювання X_1 та експлуатаційної температури X_8 факторів (12,3%) і залежність 3 степені від швидкості ковзання X_6 фактору (8,3%). Всі інші ефекти мають вплив в межах 1,7 –4,2% розсіяння.

Характер впливу окремих факторів на відгук проілюстровано на графіках часткових рівнянь регресії (рис. 4, 5) та поверхні відгуку (рис. 6).

Мікротвердість

Мікротвердість в значною мірою залежить від 4 фактору (30,1% розсіяння) та нелінійних взаємодій 1 та 2 факторів (22,2%), 4 та 7 факторів (20,1%), 6 та 8 (6,8%). Всі інші ефекти мають вплив в межах 0,95 –5,6% розсіяння.

На рис. 7, 8 (часткові рівняння регресії) та рис. 9 (поверхня відгуку) представлено вплив на відгук деяких факторів.

Висновки

Побудовані за результатами експерименту регресійні залежності характеристик покриття в залежності від умов експлуатації та технології нанесення покриття мають хороші статистичні властивості і дозволяють проводити обчислювальний експеримент з метою дослідження та розробки оптимального покриття.

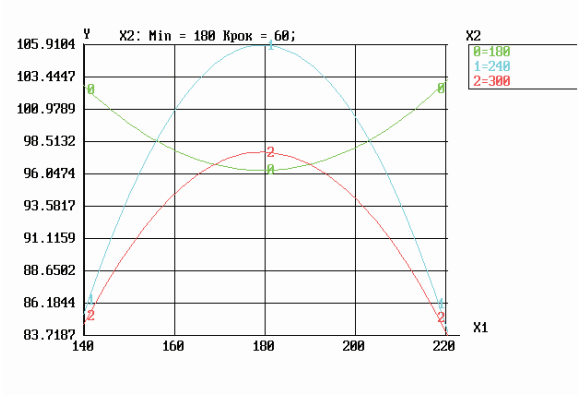


Рис. 4. Залежність адгезійної міцності від X_1 та X_2 (X_3=35;X_6=0,1;X_7=0,2; X_8=60;)

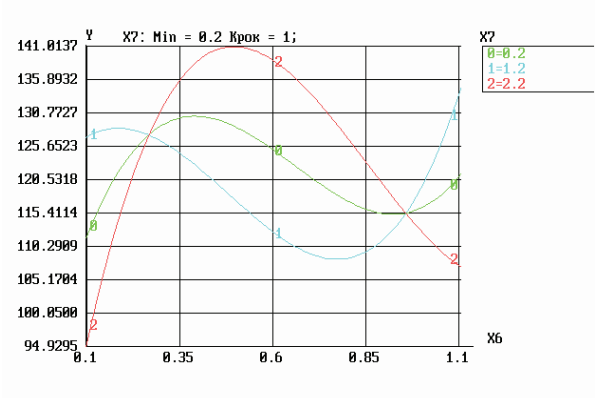


Рис. 5. Залежність адгезійної міцності від X_6 та X_7 (X_1=220;X_2=300;X_3=35; X_8=60;)

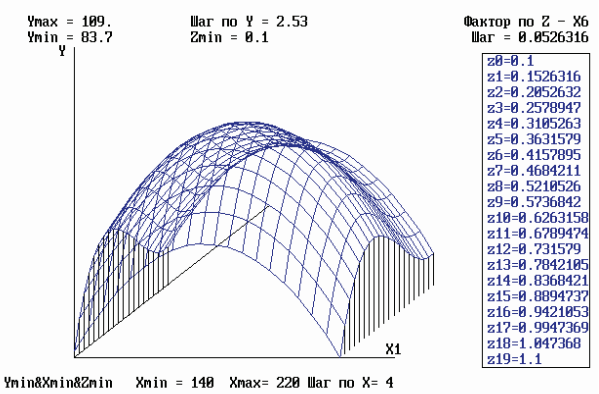


Рис. 6. Залежність адгезійної міцності від X_6 та X_1 (X_2=300;X_3=35; X_1=0,2;X_8=60;)

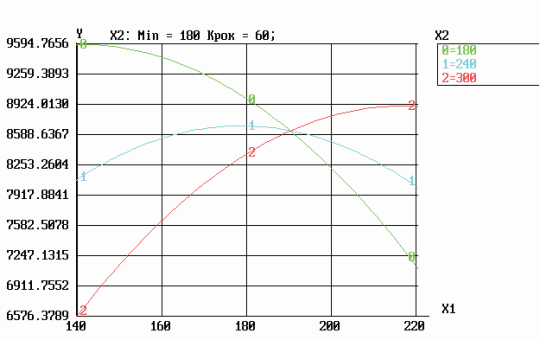


Рис. 8. Залежність мікротвердості від X_3 та X_1 (X_2=300;X_4=280; X_6=0,1; X_7=0,2;X_8=60;)

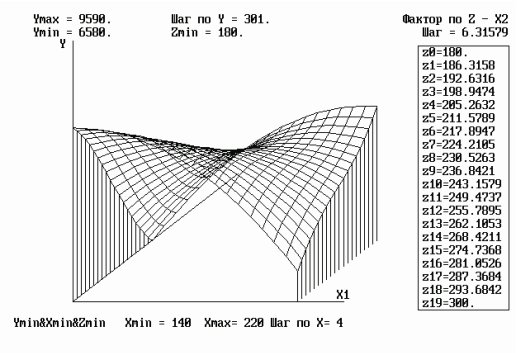


Рис. 9. Залежність мікротвердості від X_2 та X_1 (X_3=35;X_4=280; X_6=0,1; X_7=0,2;X_8=60;)

Список літератури

1. *Лапач С.Н., Пасечник М.Ф., Чубенко А.В.* Статистические методы в фармакологии и маркетинге фармацевтического рынка –К.: 1999, ЗАТ “Укрспецмонтаж” – 312с.

2. *С.Н. Лапач* Проблемы построения математических моделей экспериментально-статистическими методами // Прогресивна техніка і технологія машинобудування, приладобудування і зварювального виробництва. Праці НТУУ “КПІ”, –Т. 2, –К.: НТУУ “КПІ”, – 1998. -С.25-29.

3. *Лапач С.Н., Радченко С.Г., Бабич П.Н.* Планирование, регрессия и анализ моделей PRIAM (ПРИАМ) / Каталог программные продукты Украины. К.: 1993. С. 24-27.

UDC 658.502

Dmitro Scherbyna, Ass. Prof., Sergey Maximov, Ass. Prof.,
Tatiana Kramarenko, master, Esien Novruzov
(National Aviation University, Ukraine)

EFFECTIVENESS AND FUNCTIONALITY OF THE FLIGHT CONDITIONS SIMULATION CHAMBER

This article is about problem of reliable aviation safety in many airports through the world and creation of safe flight conditions by means of special protection systems.

At present the problem of the airport safety system becomes rather urgent and attracts the growing attention of society. The events of last years force to raise these questions at higher level. Although the human factor plays an important role in providing the proper service, the implementation of innovative technologies can also significantly improve the situation in domestic airports. Particularly, today in many world airports the equipment for checking the passengers, their hand baggage and luggage requires the renewal and modernization aimed to improve its effectiveness and functionality quality.

Scientific-and-technological advance covers the various spheres of human activity. So, the airport engineering should not be outside the attention. Furthermore, the innovative technologies development positively influences not only on the science development but contributes to increasing of the passengers confidence in the flight safety as well, thus increasing the airport authority and prestige.

Search and inspection systems are designed for solution of wide range of the safety ensuring tasks, but firstly - for countermeasures against the terroristic threats. The seriousness of this issue forces the scientists to search the new technological solutions. Among them there can be noted the equipment based on using the return propagation of X-rays, X-rays with two energy levels, nuclear quadrupole resonance, computed tomographic scanning, simulation chambers, etc.

Each of equipment kinds is characterized with some number of improved capabilities to detect the hazardous objects and has the certain advantages and disadvantages. However, the simulation chambers stand out against the other search and inspection systems due to operation principle based on simulating the flight medium conditions. This feature ensures their uniqueness but today some disadvantages do not allow them to get the wide recognition and demand.

Therefore, it is required the detailed analysis of the flight conditions simulation systems functionality, taking into account all advantages and evaluating their affect, and then the attempt to determine the alternative solutions for more effective usage.

The simulation chambers are the facilities designed for activation of different explosive or ignition devices with detonators, which can locate in the cargo, mail or luggage, by means of simulation of the flight medium conditions. There can be simulated one or several parameters of the flight conditions dependently on the chamber type.

Operating usage of these facilities does not depend on the type or quantity of explosive substances, or dimensions and volume of the luggage, mail or cargo. Furthermore, the human factor does not influence on the chamber performance. However, note that the simulation chambers of both types detect the explosive devices by activating their blasters that can lead to damage of this cargo or chamber.

There exist two types of simulation chambers:

1. Decompression chambers. These systems are designed for activating the explosive or ignition devices with barometric blasters by changing the chamber pressure from atmospheric value on the ground to pressure level in the aircraft cabin at the cruising height (simulation of single parameter of the flight conditions).

2. Chambers for complex simulation of the flight conditions. These systems can simulate at least two parameters of the flight conditions in order to activate more complicated explosive device. Mentioned facilities are designed for activation of different types of the explosive and ignition devices with detonators, which can locate in the cargo, mail or luggage, by means of changing the pressure (similarly to decompression chambers) and, additionally, due to simulation of some other parameters of

the flight conditions such as flight duration, sound, radio waves, radiation levels.

The mentioned system is divided into two components:

- explosion-proof steel chamber designed for simulation of different pressure levels (low pressure, high pressure, pressure at intermediate flight stops) and other conditions such as radio waves, noise, check of operative mobile phones, radiation;

- storage premises for temporary storage of the cargo should be, if possible, sealed and capable to keep the specified pressure level during required time period. The cargo transportation to simulation chamber and then to storage premises should be executed by means of fully automated loading system. In the event of any technical problems the access to storage area must be ensured with the help of transfer tube after the pressure correction.

To activate the combined detonators switching the barometric blasters and the blasters with timer the decompression chambers should be capable of:

- change the pressure inside the chamber, depending on the pressure at sea level, to value corresponding to absolute altitude of 3000 m;

- keep the pressure at level corresponding to altitude range 1800 to 2200 m, at least during 8 hours.

For activation of different types of mechanisms with the blasters, which can, as it is known today, put in action the explosive device aboard the aircraft, the cambers of the flight conditions complex simulation should be capable of:

- change the pressure inside the chamber, depending on the pressure at sea level, to value corresponding to absolute altitude of 3000 m;

- keep the pressure at level corresponding to altitude range 1800 to 2200 m during 24 hours;

- simulate the conditions of intermediate flight stops of the aircraft (activation of barometric blasters);

- ensure preservation of cargo during the expected flight time (activation of blaster with timer);

- keep the pressure at level corresponding to altitude range 1800 to 2200 m during the expected flight time (activation of combined systems switching the barometric blaster and the blaster with timer);

- create the noise which is registered in the cargo compartment of jet aircraft during taxiing, take-off, climb and flight at the cruising speed, and descent and landing (activation of the blasters with receiver of the sound signals);

- create the radiation dose being equivalent to dose corresponding to flight at level of 10,000 m during the expected flight time (activation of the blasters with radiation sensor);

- create the signals at frequencies of GSM/UMTS (Global System for Mobile Communications / Universal Mobile Telecommunications System) (activation of the blasters with mobile phones).

Conclusions

Thus, taking into account the advantages and disadvantages of simulation chambers it is possible to make a conclusion that they can become the comprehensive addition to examination equipment in the airports but not its alternative. Indeed, the used technologies are proved by the years of scientific investigations and developments and recognized by the wide range of the users. It is also possible to raise the effectiveness of the simulation systems usage due to certain corrections and improvements:

- capability to activate the frictional, thermal and mechanical devices additionally to barometric ones for the purpose of detecting the blasters of different activation types;

- improvement of design to decrease the impact of parameters number to chamber effectiveness.

Reference

1. *Пугачев А.А.* Авиационная безопасность и опасные грузы. Учебное пособие. К.: АК «Аеросвіт», 2007.-150 с.

2. Обеспечение безопасности пассажиров в полете. Книга 6. Руководство по производству. К.: АК «Аеросвіт», 2005. – 450 с.

UDC 621.89.097.017:620.1.08 (045)

V.V.Shepetov, doctor of technical science
O.U. Sydorenko, candidate of technical science
I.S.Khmelevska, student
(National aviation university, Ukraine)

DETONATION COVERINGS ON BASIS OF $FeAl_2$ FOR PROTECTION OF FRICTION UNITS AGAINST WEAR PROCESSES

In the article the expedience of the use of the developed detonation coverages of the system of $FeAl_2$-Ti–Si is rotined for the increase of wearproofness and longevity of the tribosystems which works without lubricants.

The processes of friction, wear and greasing, remain one of the most actual areas of research because they provide possibility of theoretical and applied methods of studying the questions with which are actual in daily practice.

According to modern positions of a science about friction and wear processes of materials the tribotechnics parameters which describe the contact interaction, are defined, mainly, by a condition and properties of superficial layers. And in the common complex of the actions which are directed on development of methods of increasing the efficiency of tribotechnic systems operation, the great value is got with technologies of superficial hardening. Practically in all industrial complexes the interest continuously grows to the technical opportunities of various technological methods of creation the strengthening, in particular, wearproof coverings [1,2]. Today their development and application - that focus in which concentrated the efforts of scientists, experts, organizers of manufacture. And the level of realization of their practical opportunities began not only the generalizing characteristic of a degree of the country development, but also a subject of the state prestige which reflect the scientific and technical potential.

The coating of detonation coverings is one of modern technological methods of increase the wear resistance of friction pairs. However at a choice of a material for coating, if proceed the real conditions of operation, it is necessary to take into account the technical and economic restrictions caused by requirements of manufacture, in particular, the charge of scarce and expensive components, for example, wolfram, cobalt, nickel [3].

In the given research which includes the development and tribotechnic tests of composite coverings, not containing scarce components, the program which includes, in generally, some facts (speed of sliding, temperature, etc.) is realized; the theoretical positions which prove the resistance to wear process of a superficial layer, were considered from positions of the structural - power theory of friction and wear [4], the coating of coverings was carried out on installation such as "Dnepr - 3" by the technology stated in the source [3].

The characteristics of metal phases of a coating layer, and also secondary structures with the certain properties essentially depend on technology of reception and a chemical compound of an initial material. So in the given research the powder structures with application of technology which allows to form structure on nanometric level, in particular, mechanic and chemistry synthesis of materials from elementary powders, which is more effective for reception of compositions with unique properties [6,7] have been received. So, as a basis of powder raw material for coverings have been used the aluminide iron ($FeAl_2$), in addition alloyed by the titan and silicon. Thus it is necessary to note the nondeficiency of initial raw material and potential low-cost of the components. The optimum contents of alloying elements corresponding to the maximal wear resistance of coating coverings is established. The injection in an initial powder the additives of the titan has caused the formation of intermetallic phases of type γ - TiAl, Ti_3Al. The additional alloying by silicon promoted the reception of strengthening connections such as Ti_3Si, Ti_5Si_3, Fe_3Si, FeSi. Besides, the interaction of aluminium and iron causes the presence of firm solutions of iron in aluminium and aluminium in iron, and also intermetallic eutectic. The aluminides of titan, iron, as well as silicides, are characterized by sufficient durability of internuclear connections and thereof

the high temperature of fusion and the raised mechanical durability. The finely divided phases of intermetallic render the significant influence on the dislocation mechanism of formation the defects of thin structure, in such way lowering a degree of activation and raising the resistance against dripping. Alloying additives substantially cause the kinetic of formations and a complex of properties of secondary structures. Varying the structures of a composite powder in a coating covering, it is possible to influence a level of structural activation, formation of superficial layers with beforehand set properties and as a result to provide minimization of tribotechnical parameters.

Operating the technological process of reception of composite powders, it was possible not only to provide a desirable chemical compound, but also to receive at coating the set structure which optimizes a complex of the properties causing, in a certain range of parameters of friction, the steady display of structural accomodation.

The tribotechnical properties of detonation composite coverings in absence of greasing were estimated at the face friction of modelling samples in a wide range of speeds, loadings, temperatures in the air environment at normal atmospheric pressure. At research of processes of friction and wear of detonation coverings of system $FeAl_2$-Ti-Si for comparison under the same conditions and under similar programs the samples with coating coverings from powders of alloy with wolfram ВК15 and on a basis of nichrome, alloyed by aluminium and a pine bor, and also samples from tempered steels 45, 30ХГСНА, antifrictional bronze БрОСЦ6-6-3 were tested. The thickness of coverings after operational development was made 0.18-0.2 mm, a roughness of surface R_a=0.63 … 0.32.

At disclosing interrelations between properties of a material of a covering in conditions of friction, their structure, influence of the external factors determining reliability and serviceability of friction system, the leading part is played with a choice of methods of researches. Opportunities of used techniques and equipments in many respects determines depth and reliability of representations about the processes proceeding at contact interaction of connected surfaces.

The analysis of physical and chemical properties of coverings, the microphase analysis were carried out with the help of scanning microanalyzer "Camscan".

During research of a microstructure of the developed covering it has been established, that at coating, except for aluminide $FeAl_2$, are present aluminides of iron such as Fe_3Al, FeAl which at the presence of the titan form aluminide, alloyed by the titan (Fe, Ti) Al. The light zones contain a firm solution of components of a covering on the basis of connection FeAl ($H\mu$ = 9500±400Р). The intermetallic sites with disperse inclusions represent connections on a basis of γ-TiAl, Ti_3Al, and also Ti_3Si_3. The presence of oxide type α-Al_2O_3 in firm solutions as disperse crystal inclusions is caused, probably, its oxidation in process of exothermic reactions at coating. Laws of curves of distribution of the chemical elements included in a covering on basis $FeAl_2$, correlates with character of distribution of the structural components, established on corresponding pictures in x-ray characteristic radiation. Besides, the structure of coverings represents sites of a firm solution of iron and finely divided mixes of intermetallics such as Ti_5Si_3, $FeSi_2$ and TiSi.

From the results of researching the influence of speed of sliding on intensity of wear processes it is visible, that the resistance to wear processes possess coverings of system $FeAl_2$-Ti-Si, not worse then conceding values of covering ВК15. In all a range of speeds (up to 1,0m/sec at the constant loading equal 5,0МР) the mechanochemical wear process is the leader for developed coverings.

The condition of a superficial layer in which there are processes of activation at the friction, which influencing on intensity of oxidations and dripping, were studied by a method electron diffraction analysis on installation ЭМР-100. The electron diffraction pattern, that fixes the change of thin structure shows, that in the most thin superficial layer of a covering occurs the dispersion with a crushing of crystallite, to what the presence of maxima of intensity on diffusion auras testifies.

On the type of the leading process of wear a significant influence is rendered with properties formed superficial films which on the data of electron diffraction analysis represent the oxides Al_2O_3, SiO_2, which with the protoxide of iron form spinels such as $FeAl_2O_4$ and silicate of fielitic

type such as Fe_2SiO_4, besides, is established the presence of β – thialitum (Al_2TiO_3) which carry out a role of firm greasings, as result of tribooxidation. The mechanism of formation the secondary structures of the given type is caused by plastic deformation therefore a superficial layer change structure and passes in the activated condition. In the table 1 the basic properties of the metal oxydes included in a covering are resulted.

The further formation of secondary structures, in opinion of authors, is accompanied by mechanochemical microalloying, including dispergation of surface materials, grinding the dispersoid with particles of oxydes, intermetallic and transformations of these ultradisperse phases on working surfaces of friction under action of local temperatures and pressure in new ultradisperse structure. Distinctive feature of this structure that in particles of the small sizes the superficial layers of atoms create the superfluous pressure essentially deforming a crystal lattice and influencing energy of activation; in a result they are characterized by a complex of the new properties determining the high tribotechnic characteristics of coverings [8,9].

Table 1

The properties of secondary structures oxydes

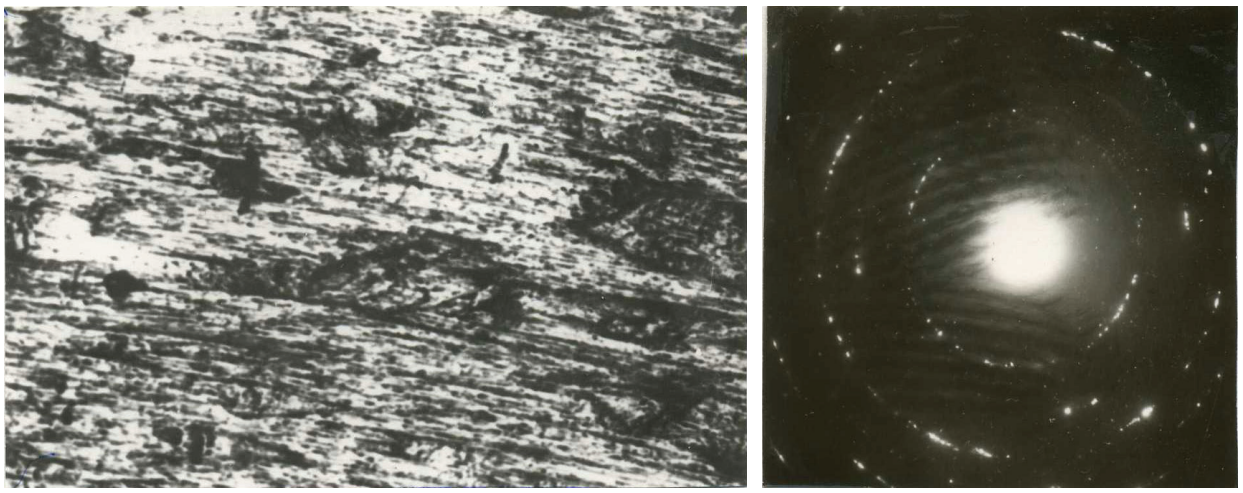
oxide	Syngynonum	microhardness, MP	Thermal factor of linear expansion·10^6, deg $^{-1}$	density, gr/sm^3
α-Al_2O_3	hexagonal	20673	9,7	3,97
γ-Al_2O_3	cubic	24321	8,9	4,2
α-SiO_2	hexagonal	11130	3	2,26-2,65
β-SiO_2	-	12356	4,3	-
TiO	cubic	15197	4,2	4,93-5,53
TiO_2	tetragonal	19614	-	4,17
Ti_2O_3	hexagonal	12786	9,6	3,94
FeO	cubic	4413	12,4	5,7
α -Fe_2O_3	hexagonal	10787	14,9	5,24
γ -Fe_2O_3	cubic	7257	13,4	5,4

The character of changing the factors of friction is coordinated to the established laws of friction and wear processes. Their stability at increase of speed of sliding, testifies to high operational opportunities of coverings both on basis of $FeAL_2$, and from firm alloy BK15.

Physical basis of development the materials of coverings is providing their compatibility in friction pairs and realization of structural accomodation in working ranges for provide the durability.

For research of influence of temperature on intensity of mechanochemical wear process at loading by friction, the heating of samples during the tests have been stipulated. The changing of temperature causes the intensity of diffusive processes, speed of chemical reactions, transformations in a firm phase, defines the course of plastic deformation on which the degree of structurally and thermal activation [10] depends. The tests were carried out at the constant loading equal 3,0 MP, and speed of sliding 0,6m/sec.

The coverings of system $FeAl_2$ - Ti - Si have a high wear resistance under the set conditions of friction. The microstructures possess and electron diffraction pattern surfaces of friction of coverings on basis of $FeAl_2$, tested at various temperatures, are submitted in figure 1. As it has been established, the oxyde films, which formed in a zone of contact , shielding a surface of friction from mechanical and physical and chemical destruction. By the stoichiometrical structure they represents finely divided mixture of oxydes on the basis of metal components of a covering of spinel, class of silicates such as Al_2SiO_5. Wear resistance of system $FeAl_2$ - Ti - Si is determined as a structure and property of metal phases of coating layer, and a condition and properties of formed oxyde films, which, as a firm greasing, interfere with processes of contact dripping.



a) b)

Fig1. Microstructures and the electron diffraction patterns of friction surfaces of detonation coverings on basis of $FeAl_2$ tested at temperatures: a) 3000C (×320); b), (×28000).

Conclusion

Thus, the generalization of results of the laboratory researches accepted in practice, shows, that the carried out researches testify to expediency of use of the developed detonation coverings of system $FeAl_2$-Ti-Si for increase of wear resistance and durability of the rubed interfaces working in absence of greasing. Besides, the application of the specified wearproof coverings as have shown the economic data, promote the improvement of quality and durability of the details working in conditions of friction, reduction in expenses for repair work and manufacture of spare parts, that, finally, results in significant economy of metals.

Literature

1. Інженерія поверхні / *К.А.Ющенко, Ю.С. Борисов, В.Д. Кузнецов, В.М. Корж.* К.: Наукова думка, 2007-557с.

2. *Харламов Ю.А.* Детонационно-газовые процессы в промышленности. – Луганск: Изд-во ВУГУ, 1998-223с.

3. *Харламов Ю.А.* Основы технологии восстановления и упрочнения деталей машин. Луганск: 2001-496с.

4. Поверхностная прочность материалов при трении / *Под ред. Б.И.Костецкого.* К.: Наукова думка, 1986-296с.

5. *Щепетов В.В., Волхов А.М.* Повышение износостойкости детонационных покрытий путем оптимизации режимов напыления// Трение и износ, том 11, №5, 1990-844-848с.

6. *Середа Б.П., Плеханова И.В.* Получение двухкомпонентных покрытий на основе титана методом СВС // Металловедение и термическая обработка металлов.-2003, №11-с.30-33

7. Теория и практика газопламенного напыления / *П.А. Витязь, В.С. Ивашко, Е.Д. Манойло и др.* – Минск: Навука і тэхніка, 1999-296с.

8. Восстановление и повышение износостойкости и срока службы деталей машин. / Под ред. *В.С.Попова* – Запорожье: Изд-во ОАО ”Мотор сич” / 2000 – 394с.

9. Газотермическое напыление покрытий. Сборник руководящих технических материалов. – К.:ИЭС им. Е.О.Патона, 1993-176с.

10. *Захарова В.Б., Соловьёва Т.В., Захаров Б.М.* Термическая обработка жаростойкого газотермического покрытия / Металловедение и термическая обработка металлов, 2001, №4 – с.14-17

УДК 629.7:08

В.И.Лычик
(Национальный авиационный университет, Украина)

СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ОРГАНИЗАЦИИ НАЗЕМНОГО ДВИЖЕНИЯ В АЭРОПОРТАХ

В работе приведены результаты аналитических исследований современных подходов к формированию оптимальних систем организации, управления и контроля за наземным движением воздушных судов и авиационной наземной техники в аеропортах гражданской авиации

Безопасность движения воздушных судов (ВС) и авиационной наземной техники (АНТ) на рабочей площади и площади маневрирования аэродрома в настоящее время есть одной из наиболее важных составляющих, которые непосредственно связаны с эффективным функционированием современного аэропорта.

Как свидетельствует статистика, ежегодно в аэропортах имеет место значительное количество инцидентов, связанных с повреждениями ВС спецмашинами аэропортов (СМ), возникают чрезвычайные ситуации, которые могут привести к закрытию аэропорта или столкновению АНТ и ВС при их рулении.

Одной из главных причин таких ситуаций есть несоблюдение, а, в большинстве случаев, отсутствие четких и информативных правил, которые регламентируют организацию движении ВС и АНТ в аэропортах, а также требования к должностным лицам – эксплуатантам по их обеспечению.

Вопросы системного подхода к организации наземного движения ВС и АНТ в аэропортах гражданской авиации обсуждались давно. Впервые о системном подходе начали говорить на международном уровне в 1974 году на 8-й Аэронавигационной конференции в Монреале [2], которая проводилась по линии ИКАО.

На этой конференции было впервые сформулировано ряд эксплуатационных требований к формированию самой системы управления наземным движением и контроля за ним (SMGC).

В 1979 году ИКАО были опубликованы рекомендации по проектированию и эксплуатации таких систем в виде Циркуляра 148, который назывался «Системы управления наземным движением и контроля за ним». Используя накопленную практику и опыт внедрения системы SMGC в различных аэропортах, а также обобщив материалы, содержащиеся в различных Приложениях к Конвенции о Международной организации гражданской авиации и в Правилах аэронавигационного обслуживания – Правила полетов и обслуживания воздушного движения (PANS-RAC), Совещание по аэродромам, воздушным трассам и наземным средствам (AGA), которое проводилось ИКАО в 1981 году, рекомендовало опубликовать дополнительный материал в виде руководства [3].

Следует отметить, что отраслевой документ, который регламентировал вопросы организации наземного движения ВС и АНТ в аэропортах ГА бывшего СССР, был разработан и внедрен в 1986 году и в Украине им пользуются до настоящего времени.

Система SMGC разрабатывалась для обеспечения управления, контроля или регулирования движения ВС, АНТ и персонала по рабочей площади аэродрома. При этом, «управление» относится к средствам, информации и рекомендациям, необходимым для того, чтобы пилоты ВС и водители АНТ могли ориентироваться при движении по аэродрому и чтобы ВС и АНТ оставались в пределах наземных поверхностей или площадей, предназначенных для движения по ним. «Контроль или управление» означает меры, необходимые для предотвращения столкновений и для обеспечения плавного, непрерывного потока движения [3].

Система SMGC должна обеспечивать управление, контроль или регулирование при движении ВС от посадочной ВПП до места стоянки на перроне и от этого места до взлетной ВПП, а также при других видах движения по поверхности аэродрома. К этим видам движения может относиться, например, движение от площадки для технического обслуживания ВС до перрона или от перрона до перрона. Другими словами, область применения системы SMGC распространяется как на площадь маневрирования, так и непосредственно на перрон аэропорта.

Система SMGC также обеспечивает управление, контроль и регулирование при движении АНТ по рабочей площади аэродрома. Кроме того, система обеспечивает управление, контроль и регулирование деятельности персонала, которому разрешено находиться на рабочей площади аэродрома.

Несомненно, наличие такой системы играет важную роль в предотвращении преднамеренного или несанкционированного доступа к эксплуатируемым ВПП.

Системы, подобные SMGC, должны разрабатываться и внедряться для каждого аэропорта с учетом его эксплуатационных особенностей и национального законодательства, регламентирующего деятельность аэропортов и их инфраструктуры.

Система SMGC включает соответствующую комбинацию визуальных средств, не визуальных средств, процедур, а также средств контроля, регулирования, организации и информации.

Системы, аналогичные SMGC, могут быть самыми разными, от очень простых систем на небольших аэродромах с незначительной плотностью движения в условиях хорошей видимости, до сложных систем, устанавливаемых на аэродромах с большой плотностью движения в условиях ограниченной видимости.

К эксплуатационным условиям, которые определяют характеристики той или иной системы SMGC относятся условия видимости, при которых обеспечиваются или планируются полеты в данном аэропорту и плотность движения.

С учетом разумных ограничений, которые устанавливаются в зависимости от эксплуатационных условий, можно считать, что безопасность и интенсивность движения в аеропорту зависят от того, насколько точно пилоты и водители АНТ соблюдают правила и положення, касающиеся наземного движения.

Адинистрации и полномочные органы аэропортов должны устанавливать надлежащие правила, касающиеся эксплуатации ВС и АНТ на рабочей площади аэродрома.

Системы управления наземным движением и контроля за ним следует проектировать по модульному принципу, с тем, чтобы систему можно было дополнять соответствующими компонентами, когда это будет оправдано с точки зрения плотности движения (табл.1).

Таблица 1

Плотность движения	Количество взлетов и посадок	
	на ВПП	на аэродроме (в среднем)
Незначительная	15	20
Средняя	16…25	20…35
Значительная	26 и более	более 35

Для автоматизации управления наземным движением в аэропортах могут применяться аэродромные радиолокаторы (РЛС УНД). Целью применение РЛС УНД является предотвращение столкновений между ВС, столкновений ВС, находящихся на площади маневрирования, с препятствиями на этой площади, ускорение и поддержание упорядоченного потока воздушного движения, предоставление консультаций и информации, необходимой для обеспечения безопасного и эффективного производства полетов, своевременное уведомление о ВС, которые нуждаются в помощи поисково-спасательных служб и др.

РЛС УНД позволяет непрерывно осуществлять проверку занятости ВПП и использования рулежных дорожек, дает возможность быстро осуществлять управление

светосигнальным оборудованием и облегчает предоставление разрешений ВС и АНТ. В аварийных ситуациях он может способствовать быстрой эвакуации аварийных СМ и безопасному расположению другой АНТ и ВС.

Вместе с тем системы типа SMGC, не всегда способны предоставить ВС обслуживание, необходимое для обеспечения требуемых уровней пропускной способности аэродромов и безопасности движения, особенно в условиях ограниченной видимости.

В этой связи, в настоящее время, предлагается усовершенствованная система управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS). Такая система должна обеспечить надлежащую пропускную способность и безопасность с учетом конкретных погодных условий, плотности движения и конфигурации аэродрома на основе новейших технических средств и высокого уровня интеграции различных функциональных возможностей.

Процедуры применения систем типа SMGC основаны главным образом, на принципе «видим друг друга», который используется для обеспечения разделительных интересов между ВС и АНТ на рабочей площади аэродрома. Вместе с тем, проблемы, связанные с авиационными происшествиями и инцидентами при движении по аэродрому, включая несанкционированные выезды на ВПП, эти системы не исключают.

Сопутствующими факторами являются возрастающее количество операций выполняемых в условиях ограниченной видимости, постоянное увеличение объемов воздушного движения, сложность схем аэродромов, а также разнообразие методов и процедур повышения пропускной способности аэродромов.

Система A-SMGCS отличается от системы SMGC тем, что усовершенствованная система может обеспечить полное обслуживание на индивидуальной основе в гораздо более широком диапазоне погодных условий, значений плотности воздушного движения и вариантов схем аэродромов[4].

Во всех случаях система A-SMGCS должна использовать общие модули исходя из конкретных потребностей каждого аэропорта и аэродрома.

Внедрение системы A-SMGCS должно быть увязано с эксплуатационными условиями, в которых функционирует аэродром. Если система не будет удовлетворять требованиям аэродрома, то это приведет к сокращению интенсивности движения ВС или может повлиять на безопасность полетов. Важно учитывать, что внедрение сложных систем не требуется и экономически не оправдано на тех аэродромах, где плотность движения, сложность конфигурации аэродрома и любое сочетание этих факторов не создают проблем для наземного движения ВС и АНТ.

Особенно важными являются вопросы связанные с организацией движения АНТ в аэропортах. Водитель СМ, находящейся на рабочей площади аэродрома, за исключением пассивных и свободных стоянок и контролируемых пересечений маршрута движения с РД, должен обеспечиваться средствами радиотелефонной связи и соответствующей информацией с тем, чтобы он мог управлять СМ в любых эксплуатационных условиях, зная при этом, что система управления воздушным движением предотвратит столкновение с ВС и другими СМ. В большинстве случаев информация об обстановке может обеспечиваться стандартными светосигнальными системами, маркировкой и знаками.

Все водители СМ, которым необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должны пройти официальную подготовку и получить соответствующий сертификат, с целью поддержания их права на управление СМ или оборудованием тех типов, которые они будут использовать. Такая подготовка должна включать изучение всех правил и процедур, применяемых на аэродроме, и ознакомление со всеми аспектами системы A-SMGCS, которые применимы к водителям СМ, включая использование, при необходимости, радиотелефонной связи.

Всем водителям СМ, которым необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должны пройти обследование с целью убедиться, что они удовлетворяют необходимым медицинским требованиям, включая слух и цветовое зрение.

В аэропортах, использующих систему A-SMGCS, вся АНТ, которой необходимо находиться на рабочей площади аэродрома, должна быть оснащена оборудованием, позволяющем использовать эту систему. Однако, такое оборудование не нужно и экономически не оправдано для тех СМ, которые обслуживают ВС только на стоянке, поскольку их движение осуществляется только на стоянку после парковки ВС.

Осуществлять контроль за всем движением на рабочей площади аэродрома нецелесообразно. На перроне система A-SMGCS может использоваться только в тех зонах, где осуществляющие маневрирование ВС могут вступать в конфликт друг с другом или со СМ. В этой связи непреложным требованием является ограничение движения СМ на перроне назначенными зонами и маршрутами. Кроме того, необходимо исключить доступ обслуживающих транспортных средств на активную стоянку (стоянка к которой ВС приближается, в том числе, буксируется, или на которой оно осуществляет движение, или занятая неподвижным ВС с работающими двигателями). Вся АНТ, в этом случае, должна находиться вне этой стоянки или в назначенных зонах на стоянке.

Границы зон, которые должны быть свободными, когда стоянка является активной, могут обозначаться нанесенными краской линиями. По мере развития технологий могут внедряться другие методы защиты активной стоянки. Важно, чтобы любое новое техническое решение было гибким для обеспечения функционирования системы управления наземным движением во время руления ВС и, кроме того, обеспечивало доступ обслуживающей АНТ после парковки ВС.

Выводы

Организация наземного движения ВС и АНТ в аэропорту должна соответствовать принятой в международной практике системе аэронавигационного обслуживания воздушного движения PANS-RAS и системе SMGS управления наземным движением и контроля за ним с учетом специфических эксплуатационных потребностей аэропорта

Все аэропорты нуждаются в системах SMGS. Однако каждая такая система должна соответствовать условиям, в которых планируется эксплуатировать аэродром. Отсутствие на аэродроме адекватной системы управления наземным движением может привести к снижению интенсивности полетов в аэропорту.

На аэродромах, где условия видимости и плотность движения не представляет проблем для наземного движения ВС и АНТ, наличие сложных систем необязательно.

Системы управления наземным движением и контроля за ним следует проектировать по модульному принципу, с тем чтобы такую систему можно было дополнять соответствующими компонентами, когда это будет оправдано с точки зрения плотности движения.

При выборе системы важную роль играют финансовые соображения, однако следует учитывать, что выбор компонентов системы и их расположения с учетом планируемого ее развития может быть на первых порах оказаться делом дорогостоящим, но в конечном итоге такое решение приведет к более рациональному использованию финансовых ресурсов. Примером такого подхода можно считать установку огней осевой линии при строительстве рулежной дорожки, если известно, что в будущем предполагается на связанной с ней ВПП производить полеты по категории I или II.

Список литературы

1. ДСТУ 3432 – 96. Авіаційна наземна техніка. Терміни та визначення.
2. ICAO Doc.4444. Правила аэронавигационного обслуживания.
3. ICAO Doc.9476 – AN/927. Руководство по системам управления наземным движением и контроля за ним. – ИКАО: Издание первое – 1986.
4. ICAO Doc.9830 – AN/452 Руководство по усовершенствованным системам управления наземным движением и контроля за ним (A-SMGCS). – ИКАО: Издание первое – 2004.

УДК 625.717.004.5:624.143.3(043.2)

Н.В. Машинська асистент, О.В. Калиновський
(Національний авіаційний університет, Україна)

ЄВРОПЕЙСЬКИЙ ДОСВІД ВИКОРИСТАННЯ ХІМІЧНОГО РЕАГЕНТУ ДЛЯ БОРОТЬБИ З ОЖЕЛЕДИЦЕЮ

В роботі наведено досвід використання хімреагентів, їхні переваги та недоліки, вплив на навколишнє середовище, а також оптимальність поєднання хімічних та експлуатаційних властивостей з метою ефективної боротьби з атмосферними опадами на аеродромних покриттях.

Протиожеледні хімічні речовини у твердому виді можуть бути природними або штучними. Їхній склад частіше не однорідний. Деякі реагенти містять велику кількість основної речовини і лише невелику кількість різноманітних домішок, а інші складаються з декількох компонентів [5].

Для твердих протиожеледних речовин характерна добра розчинність у воді. Вони мають спроможність інтенсивно вбирати вологу з повітря. Їхня структура - кристалічна.

З протиожеледних матеріалів найбільше поширення отримали хлориди натрію, кальцію, магнію. Аналіз матеріалів міжнародних конгресів PIAKC з зимового утримання доріг (Норвегія, 1990; Австрія, 1994; Швеція, 1998) свідчать про те, що, незважаючи на інтенсивний пошук нових альтернативних способів боротьби з ожеледдю та нових протиожеледних матеріалів, в найближчі десятиріччя хімічний спосіб з використанням хлоридів залишиться основним способом боротьби з ожеледдю [4].

В якості протиожеледних матеріалів можуть бути широко використані рідкі речовини, що є водяними розчинами різноманітних солей. Солями цих розчинів служать ті ж хлоріди, що використовуються у твердому виді.

Відповідно до класифікації В. Н. Вернадського [4] розчини, що містять солей більше 50 г/л, відносяться до росолів. Мінералізація росолів коливається в широких межах тому що залежить від багатьох чинників. По ступені мінералізації виділяються росоли слабкі - 50 - 150, міцні - 150 – 320, дуже міцні - 320 - 500 і гранично насичені – більше 500 г/л. Чим вищою є концентрація росолу, тим краще його протиожеледні властивості, тому що спроможність плавити лід обумовлюється кріоскопічним ефектом, що полягає у зниженні температури замерзання росолу в міру збільшення в ньому кількості розчинених солей реагенту.

Останім часом для боротьби з ожеледицею застосовують нові хімреагенти, до яких належить НОРДЕКС-П та “Рідина Е´´.

Рідина НОРДЕКС-П є високоефективним реагентом на ацетатній основі, яка на сьогодні не має аналогів за своїми експлуатаційними характеристиками, екологічною і економічною ефективністю [11].

Світовий досвід використання ацетатних реагентів свідчить про значне покращення екологічної ситуації навколо аеропортів.

Екологічні переваги антиобліднювальної рідини НОРДЕКС-П є: безпечність у взаємодії з водним середовищем. Ця рідина має добрі властивості для повної біодеструкції водяної системи при більш малій потребі в кисні, ніж у іншого азотомісткого, або гликолевого антиожеледного реагенту, що в свою чергу не створює проблеми нестачі кисню для живих організмів та рослин; робить позитивні діяння на зелені насадження, так як по своєму складу реагент близький до групи калійних добрив; безпечність для людини.

При роботі з хімічним реагентом є потреба у мінімальному комплексі засобів безпеки.

Експлуатаційними перевагами НОРДЕКС-П є швидко та ефективно протидіяти утворенню льдяної кірки та низька корозійна активність.

Дослідження, що проводились з рідиною НОРДЕКС-П показують, що вже після 6-8 хв. нанесення її на поверхню забезпечують коефіцієнт зчеплення при якому допускається відкриття ЗПС.

Рідкий стан реагенту сприяє рівномірному видаленню ожеледиці.

Антикорозійна присадка яка входить до складу хімічного реагенту ставить НОРДЕКС-П попереду інших антикорозійних реагентів за стійкістю.

Вона дозволяє різко знизити корозію металів, бетону, металоконструкцій та резини, продовжуючи час експлуатації обладнання та покриття аеродромного поля.

Використання хімічного реагенту є незамінним при наступних випадках:

- для боротьби з льодоутворенням при температурах до – 34С ^{0}, а у деяких випадках, навіть нижче;
- для ефективної протидії утворення ожеледиці в умовах переохолодженого дощу; для знищення намерзання, що утворюється при перепаді в діапазоні від'ємних температур;
- використання в умовах високої інтенсивності повітряного руху.

Економічні переваги НОРДЕКС-П досягаються за рахунок більш низької точки замерзання (–60ºС), забезпечуючи велику кратність розведення рідини.

Тому ефект може досягатись за рахунок регулювання концентрації реагенту, норми нанесення, частоти нанесення.

Низька точка евтектики дозволяє знижувати концентрацію діючої речовини шляхом розведення водою, це дозволяє оптимально співвіднести ефективністю дії на льодяну поверхню та зменшенням витрат.

При сприятливих кліматичних умовах НОРДЕКС-П може діяти до 4 діб без повторного нанесення. Найбільший економічний ефект забезпечується при використанні реагенту у режимі попередження утворення ожеледиці. За оцінкою спеціалістів із переходом на НОРДЕКС-П кількість хімічних речовин потрібних для боротьби попередження утворення ожеледиці протягом цілого сезону, зменшується вдвічі.

Впровадження хімічного реагенту НОРДЕКС-П додатково дозволяє забезпечити зменшення витрат паливно-мастильних матеріалів та витрат на оплату праці у зв'язку із скороченням часу експлуатації техніки та людських ресурсів; скоротити витрати на ремонт покриття ЗПС, руліжних доріжок та інших елементів аеродрому; знизити витрати на зберігання та звільнення приміщень у зв'язку із можливістю зберігання хімічного реагенту під відкритим небом чи у ємностях під землею.

Крім того, має місце економія затрат при обслуговуванні польотів повітряних суден за рахунок закриття аеродромів, з причини погодних умов, і як наслідок, скорочення часу перебування літака в повітрі перед посадкою.

Досвід використання хімічного реагенту НОРДЕКС-П підтверджує його високі експлуатаційні характеристики.

Країни США та західної Європи більше семи років використовують в боротьбі із ожеледицею дану технологію. НОРДЕКС-П у якості експерименту застосовується у Росії. В Україні він не набув широкого застосування та широко не використовується.

Результати використання даної технології показують що собівартість робіт по обробці ЗПС знижується втричі, та збільшить безпеку на злітно-посадкових смугах у зимовий час. Це дає значний економічний ефект підприємству, що буде використовувати дані технології.

Досить ефективною є хімічний реагент „Рідина Е", який виробляється американською компанією Cryotech [3].

Цей хімічний реагент є високоефективним і безпечним для навколишнього середовища. Виробляється хімічний реагент на основі ацетату калію, та рядом інших речовин.

Хімічний реагент "Рідина Е" пройшов успішні випробування на військово-повітряних базах на Алясці, де використовується і у даний час при температурі нижче мінус 40ºС.

„Рідина" Е схвалена Федеральною авіаційною адміністрацією (ФАА) США і застосовується в більш ніж 200 цивільних і військових аеродромах з 1991 року.

“Рідина Е” є найбільш ефективною при застосовані перед початком снігових або снігово-дощових опадів. Розтікаючись по поверхні хімреагент_запобігає налипанню снігу чи льоду на ЗПС.

Аналіз технічних та експлуатаційних якостей хімічного реагента “Рідина Е” підтверджує його високі показники.

Досвід застосування хімічного реагенту показує, що він найбільш ефективний до температури плюс 4°С. У цьому випадку повторне застосування необхідне тільки після 5 днів. При цьому хімічний реагент втрачає до 40% своїх антиобліднювальних властивостей. Допускаються коливання температури біля 0ºС.

Економічно вигідно використовувати хімічний реагент при температурі нижче нуля. Як показує статистика термін до повторного застосування складає до 11 днів.

„Рідина Е” видаляє лід швидко і не залишає слизької плівки, як це буває після застосування гліколевих реагентів.

Ця рідина абсолютно безпечна для навколишнього середовища. Високі еклогічні властивості “Рідини Е” підтверджено її використанням у тих аеропортах, які до цього використовували гліколь і з'єднання на основі сечовини.

Нині найбільш поширеними в аеропортах є антиожеледні реагенти АНС (ТУ 113-03-613 – 86) та карбамід (ГОСТ 2081 – 92) марки А вищого та 1 сорту [4].

До складу АНС входить нітрат кальцію, сечовина, ангібітор ОП – 7, ОП – 10, неонол АФ 0 – 12.

Хімічна формула АНС: $Ca(NO_3)_2 x4CO(NH_2) + ПАР$

Реагент має евтектичну температуру - 22 °С та температурну границю використання - 12 градусів С.

Реагент – це гранули білого, жовтого або сіроко кольору.

Карбамід склада.ться з мочевини $CO(NH_2)_2$

Реагент має евтектичну температуру - 12 °С та температурну границю використання - 5 °С.

Для попередження утворення ожеледиці реагенти використовують у виді водних 30 –50 % розчинів при температурі не нижче – 6 °С.

Рідкі хімічні реагенти можна зберігати в масивних герметичних сталевих або бетонних резервуарах. Проте подібні ємкості досить дорогі. Тому існує потреба знайти інші можливості збереження розчину. Одним з оптимальних варіантів є збереження розчинів у поліхлорвінілові тарі різноманітних ємкостей [2].

Для завчасного готування водяного розчину реагенту 50% концентрації можуть бути використані стаціонарні металеві ємкості, зблокованні зі складом збереження хімреагенту.

Заздалегідь приготовлений розчин хімреагенту може подаватися у спецмашини для його нанесення на поверхні покриттів. При необхідності хімреагенти розбавляються водою до потрібної концентрації в залежності від температури застосування.

Водяні розчини хімічних реагентів 50% концентрації застосовуються для видалення ожеледиці при її товщині до 2 мм.

Норма витрат водяного розчину реагенту для видалення ожеледної плівки товщиною 1 мм при температурі повітря від 0 до -3 °С в від -3 до -6 °С складає відповідно 0,1 - 0,25 л/м^2, а при товщині льоду 2 мм - 0,15 і 0,35 л/м^2.

Концентрований 50%-вий розчин реагенту АНС (НКМ) може зберігатися тривалий час (не менше року) і не замерзає при зниженні температури до –22°С.

При застосуванні водяних розчинів витрачається менша кількість хімреагентів, ніж при розподілі реагенту шляхом розсипу.

Водяні розчини реагентів мають меншу активність, тому що плавлення відбувається тільки поверх льоду, а через ухили покриття частина розчину стікає з нього, не прореагувавши із льодом. У зв'язку з цим водяні розчини реагентів доцільно застосовувати тільки при товщині ожеледиці, що не перевищує 2 мм [5].

Висновки

Проведений аналіз експлуатаційних характеристик рідких хімреагентів для попередження утворення ожеледі на взлітно посадковій смузі показує, що для стаціонарної системи досить ефективним і економічно доцільним є впровадження хімреагенту НОРДЕКС-П, “Рідини Е” або розчину АНС.

Список літератури

1. НОРДЕКС-П – высокоэффективный антигололедный реагент для аэропортов. Группа «Дизель». – М.: 2000. - 4 с.

2. Антиобледенительная жидкость Е. Проспект фирмы SCOTT-EUROPEAN CORPORATION/ 2000 – 4.с.

3. Top competence for all seasons/ Проспект Buher-ScHorling, 2000 – 24 с.

4. Руководство по эксплуатации гражданских аэродромов Российской Федерации. – М.: Воздушный транспорт, 1996 – 232 с.

5. *Белінський И.А., Самородок В.К., Соколов В.С.* Зимове утримання аеродромів. Транспорт, 1986. – 210с.

УДК: 620.539

А.А. Калиничев, А.В. Варюхно,
(ТОВ «ДПС», Украина)
А.Ю. Сидоренко
(Национальный авиационный университет, Украина)

ГЛОБАЛЬНЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОПОРТОМ

В статье рассмотрены ключевые системы управления аэропортом.

Аэропорты беруть свое начало с далеких 20-х годов XIX столетия. За все это время они претерпели значительные изменения: расширение, реконструкции, изменения внешнего вида, начали применяться новейшие технологии, изменяться сами аэропорты и инфраструктура авиационного транспорта в соответствии с международными требованиями.

Всего в Украине на сегодняшний день насчитывается 163 объекта, которые можно назвать «аэропорт». Однако большинство из них представляют собой лишь взлетно-посадочные площадки, в лучшем случае для сельскохозяйственной авиации. По данным объединения «Аэропорты Украины», в Украине есть 31 аэропорт, предназначенный для обслуживания крупных потоков пассажиров и грузов. Но большая часть из этих аэропортов на сегодняшний день не работают по причине крайне низкой загруженности, недостаточного технического оснащения, большинство рейсов отменены.

Перспективы развития на Украине имеют восемь аэропортов: «Борисполь», «Жуляны», «Симферополь», «Донецк», «Харьков», «Днепропетровск», «Одесса», «Львов». На сегодняшний день приблизительно более половины всего пассажиропотока в Украине проходит через международный аэропорт «Борисполь».

По прогнозу Международной организации гражданской авиации (ІКАО) в период с 1997 по 2020 год общий спрос на воздушные перевозки в среднем ежегодно будет расти на 4,5 процента. С учетом этого мировой парк воздушных суден увеличится почти вдвое. Это означает, что в период до 2020 года объем пассажирских воздушных перевозок увеличится почти в 2,7 раза, а объем грузовых перевозок превысит этот показатель.

Кабинетом Министров Украины от 5 марта 2008 года была принята Концепция Государственной гражданской программы развития аэропортов на период до 2020 года. Целью Программы является обеспечение безопасного и эффективного функционирования всех субъектов авиационной деяльности, укрепления их материально-технической базы, внедрения технологических процессов обслуживания воздушных перевозчиков и пассажиров, изменения инфраструктуры аэропортов в соответствии с международными требованиями.

Новую жизнь 4 аэропортам Украины даст чемпионат по футболу «Евро – 2012». Это аэропорты: «Борисполь», «Жуляны», «Львов», «Донецк».

В соответствии с этими данными понятна важная роль внедрения новых современных систем управления аэропортом.

Системы регистрации пассажиров

Предлагаемые нами системы позволяют настроить процесс регистрации пассажиров и багажа наиболее оптимальным образом. Все предлагаемые системы используют самые современные стандарты и технологии, рекомендуемые и разработанные IATA и ICAO.

- **Система общего использования стоек регистрации (CUTE, CUPSS)**

Автоматизация изменила лицо гражданской авиации, принеся как преимущества, так и некоторые сложности. Из-за разнообразия электронных систем а аэропортах, пользователи столкнулись с выбором - использовать собственное оборудование и системы, или же совместно с остальными пользователями. Для решения данной проблемы и были разработаны CUTE-системы. Данные системы позволяют авиакомпаниям связываться с их хост-системами (DCS), как при работе на собственном оборудовании. Таким образом с

появлением CUTE-систем стало возможным использовать один набор оборудования для разных авиакомпаний. CUPPS - это новый стандарт, пришедший на смену CUTE-системам.

- **Разделение процессов регистрации пассажиров и посадки на борт воздушного судна (LDCS)**

LDCS разработана компанией RESA и предназначена для аэропортов и хэндлинг-агентов, обслуживающих пассажиров авиакомпаний, не подключенных к хост-системе управления отправками аэропорта (например, бюджетные авиакомпании или чартерные перевозчики). Внедрение LDCS значительно ускорит обслуживание пассажиров. Система автоматизирует процессы регистрации и посадки пассажиров различных авиакомпаний, предоставляя возможность печати посадочных билетов и багажных бирок, а также создания необходимой отчетности.

- **Система онлайн регистрации пассажиров - Web Check-in**

Интуитивно понятное, полнофункциональное, надежное и быстрое Web Check-in приложение, совместимое с различными DCS.

Интернет приложение предназначенное для самостоятельной регистрации пассажиром дома, в офисе, с любого компьютера подключенного к интернету или используя киоск само-регистрации

Разработано для авиакомпаний или аэропортов которые не вкладывают инвестиции в собственное программное обеспечение, а также для аэропортов и хэндлинговых компаний которые ищут уже готовое решение.

Для авиакомпаний и аэропортов, не желающих инвестировать в разработку собственного программного обеспечения, предлагаются промышленное решение для регистрации на рейс через Интернет.

- **Система регистрации пассажиров с помощью мобильного телефона - Mobile Check-in**

Новое решение для удаленной регистрации на рейс, интегрируемое в приложение Web Check-in. Посадочный талон высылается прямо на мобильный телефон.

Надежность и качество работы предлагаемого нами решения были неоднократно подтверждены в процессе его эксплуатации десятками европейскими авиакомпаниями.

Решение совместимо со всеми DCS и в первую очередь предлагается аэропортам и авиакомпаниям, желающим быстро и безболезненно внедрить услугу Mobile Phone Check-In.

- **Система самостоятельной регистрации пассажиров - CUSS**

CUSS Middleware – межплатформное программное обеспечение, позволяющее аэропортам централизованно управлять киосками различных авиакомпаний, а также совместно использовать один киоск несколькими авиакомпаниями, независимо от используемой операционной системы.

Мы предлагаем полноценную CUSS платформу для осуществления быстрой и удобной регистрации.

Наша компания предлагает полнофункциональное и простое в использовании приложение, предназначенное для интеграции киоска саморегистрации в систему CUSS.

Используя бумажный или электронный билет, пассажир или группа смогут зарегистрироваться на один или несколько рейсов, а также получить посадочный талон, всего лишь несколько раз прикоснувшись к экрану.

- **Киоски самостоятельной регистрации пассажиров - Self Service Kiosk**

Self Service Kiosk - является новым Common Use Self-service kiosks разработан согласно последним тендециям пассажирских перевозок, возможность использования электронного билета, 2D баркодов посадочных талонов, возможность считывать электронные паспорта, и регистрировать пассажиров с багажом или без него.

- **Самостоятельная сдача багажа пассажирами - Self service bag drop**

Решение Self-Service Bag Drop Off позволит пассажирам самостоятельно зарегистрироваться и сдать багаж, минуя привычную регистрационную стойку. Регистрация длится несколько минут.

Для аэропортов и авиакомпаний это хорошая возможность повысить пропускную способность и качество обслуживания, а вместе с тем снизить затраты за счет автоматизации.

Информационная система управления аэропортом

Управление аэропортом и его ресурсами является важным механизмом в администрировании любой системы и непосредственно влияет на эффективность использования различных средств и качество предоставления сервиса.

- **Информационная база данных аэропорта (AODB)**

Доступ персонала аэропорта к оперативной и иной полетной информации является важнейшим элементом различных производственных процессов в аэропорту. Основной задачей системы AODB является хранение собранной, обработанной и иной информации связанной с деятельностью аэропорта, будь то полетные данные, расписание, данные по управлению зданием и другие.

Полнофункциональная система управления полетной информацией, отвечает всем требованиям оперативного управления полетами в аэропортах.

FIMS содержит справочную базу данных (AODB), средства работы с сезонными расписаниями и инструменты доступа к информации о рейсах в режиме реального времени.

- **Система управления ресурсами аэропорта RMS**

Применение RMS способствует достижению максимально эффективного использования ресурсов аэропорта (стоянок воздушных суден, регистрационных стоек, выходов на посадку и пр.) и вместе с тем позволяет снизить операционные затраты.

Удобный и функциональный графический интерфейс, визуализация ресурсов, связь с AODB, операционное планирование и другие компоненты делают эту систему незаменимой в процессе управления аэропортом.

Система управления багажом

- **Система согласования и отслеживания багажа - BRS**

Современная, полнофункциональная система привязки и отслеживания перемещения багажа с момента его регистрации вплоть до погрузки на борт воздушного судна. Система основана на передовых технологиях и гарантирует принадлежность каждой единицы загружаемого багажа определенному пассажиру на борту.

Внедрение системы существенно уменьшит количество случаев потерь багажа, и тем самым повысит уровень качества обслуживания пассажиров.

Система отображения информации

- **Система отображения информации о рейсе - FIDS**

FIDS используется для вывода информации о рейсах на мониторы в терминалах аэропорта. Информация о полетах в реальном времени поступает из AODB. Предусмотрена интеграция с внешними системами с целью отображения расписания наземного транспорта.

Неограниченное количество мониторов, возможность просмотра информации с помощью интернет браузера, регулирование доступа, поиск информации с учетом множества параметров и прочие возможности имеются в арсенале предлагаемой нами системы.

- **Система отображения информации для персонала - FIDS для персонала**

FIDS используется для вывода информации о рейсах на мониторы в терміналах аэропорта предназначенных для персонала. Информация о полетах в реальном времени поступает из AODB.

Биллинговые системы аэропорта

- **Билинговая система аэропорта - Airport billing**

Автоматизированная биллинговой системы аэропорта для расчета стоимости всех авиационных услуг и сборов, взимаемых с авиакомпаний и хендлинговых агентов. Система предоставляет прикладной программный интерфейс для интеграции с внешними бухгалтерскими системами и системами документооборота.

Предлагаемая нами система неоднократно была внедрена в международных европейских аэропортах.

- **Система биллинга неавиационной деятельности аэропорта - Space billing**

Наряду с автоматизированной биллинговой системой аэропорта мы также предлагаем систему пространственного биллинга.

Решение адаптировано под специфические расчеты стоимости арендной платы, потребленных коммунальных услуг, а также коммерческих сборов.

Система позволяет ведение биллинга при сдаче в аренду площадей аэропорта и предоставляет прикладной программный интерфейс для интеграции с внешними бухгалтерскими системами.

- **Система сбора данных для биллинга - Smart traffic**

Интеллектуальная система сбора информации о трафике и загрузке рейсов получает от авиакомпаний стандартизированные IATA сообщения, декодирует и сопоставляет их с данными системы управления полетной информацией (AODB).

Консолидированные данные отправляются в биллинговую и статистические системы аэропорта для согласования счетов и принятия управленческих решений.

Система контроля доступа пассажиров

- **Система контроля перемещения пассажиров - Passenger Tracking**

PAC разработана для отслеживания перемещения пассажиров по территории аэропорта и предназначена для аэропортов, авиакомпаний и хендлинговых агентов.

Система информирует о действиях пассажиров (прохождение регистрации, вход в зону ожидания, выход на посадку и пр.), управляет доступом пассажиров в определенные зоны аэропорта, позволяет ориентировать и информировать пассажиров, предоставляет персонализированную информацию о пассажирах, а также различную статистику и отчеты.

Информационный брокер

- **Система обмена информацией - AIMS**

AIMS – мощная коммуникационная система, которая обеспечивает информацией данными между различными подключенными к ней внешними информационными системами, независимо от используемых в них протоколов передачи данных.

Система снабжена многочисленными коммуникационными шлюзами для автоматизированной обработки информации в соответствии со стандартами аэропорта.

Выводы

Комплексное развитие аэропортов достигается максимально эффективно за сет балансированной схемы совершенствования глобальных технических информационных систем управления аэропортом. Сравнивая мировой опыт использования систем управления аэропортом, можно утверждать, что Украина достигнет мирового уровня эффективного использования через несколько лет. На сегодняшний день, на рынке Украины представлено всего несколько компаний предлагающий полный спектр услуг по установке и дальнейшей поддержке глобальных информационных систем аэропорта. Компания ДПС предлагает современные готовые решения признанных лидеров мирового рынка.

Список литературы

1. Закон «Про аеропорти України» від 01.01.2009.
2. «Справочное Руководство ИАТА по развитию аєропортов».
3. aviation.com.ua - Український авіаційний портал.
4. dps.aero – Глобальные информационные системы управления аэропортом.

УДК 629.735.083.002.5:62-69(045)

Т.І. Кузьменко, Є.О. Баранівський,
(Національний авіаційний університет, Україна)

СТРАТЕГІЯ ЗАСТОСУВАННЯ ПРОТИЛЬОДОВИХ РІДИН НА СУЧАСНОМУ ЕТАПІ

У роботі наведена сучасна технологія обробки повітряних суден (ПС) проти льодовими рідинами на прикладі аеропортів Росії. Розглянуто фактори, що сприяють обледенінню. Описана стратегія застосування проти льодових рідин.

У даний час авіація є досить безпечним видом транспорту, але зимні погодні умови диктують свої правила. Сучасні ПС сконструйовані таким чином, щоб забезпечувати високий рівень безпеки під час польоту при умові, що поверхні всіх критичних аеродинамічних площин чисті та вільні від будь-яких забруднень. Експлуатація ПС в умовах низьких температур демонструє важливість ролі проти льодових робіт для безпеки польотів.

Сучасні технології нерозривно опираються на документи та керівництва, регламенти ICAO , IATA та повинні бути впроваджені у всіх аеропортах без винятку.

Багато атмосферних явищ, що є причиною обледеніння ПС, саме такі, як активний іней, сніг, переохолоджений туман, дощ або сльота у поєднанні із холодним паливом у баках літака – головні ознаки застосування проти льодових рідин.

Поверхня літака (у випадку забруднення снігом, льодом, сльотою) має бути оброблена спец рідинами перед тим, як буде виданий дозвіл на виліт. В умовах тривалих опадів, коли є ризик обледеніння літака перед вильотом, проводиться захист ПС від наземного обледеніння.

У випадку, коли є потреба провести і процедури щодо видалення обледеніння і процедури щодо захисту ПС від обледеніння, дані роботи можуть бути виконані в один або у два етапи. Вибір кількості етапів обробки залежить від погодних умов, обладнання, спец рідин, стану поверхні ПС і тривалості часу захисної дії. Коли застосовується одно етапна процедура, тоді видалення обледеніння і захист від обледеніння проводяться одночасно.

Слизька поверхня може утворюватися на землі чи обладнання під час обробки. Це вимагає особливої уважності інженерного складу при низький вологості або ж в умовах відсутності опадів, що збільшує слизькість поверхонь.

Перед відправленням чи проведенням захисної обробки ПС всі відкладення можуть бути видалені з критичних поверхонь літака проти льодовими рідинами, механічними засобами, стисненим або ж підігрітим повітрям або за допомогою їх комбінації.

На вибір методу та виду проти льодових заходів впливають діючі на момент обробки умови:

- частини літака, що обробляються;
- товщина і тип відкладень на поверхнях ПС;
- місце проведення обробки;
- доступне обладнання і матеріали;
- тривалість часу захисної дії;
- кваліфікація персоналу.

Найбільш загальноприйнятим методом для видалення обледеніння і створення захисної проти льодової плівки, що сповільнює процес утворення відкладень на поверхнях ПС, є використання проти льодових рідин.

Але не всі поверхні ПС можна очищувати і захищати із використанням проти льодових рідин. правила видалення обледеніння можуть відрізнятися для різних частин ПС, в залежності від обмежень того чи іншого літака. Наприклад, для видалення обледеніння з шасі, лопаток двигуна чи закрилків може знадобитися гаряче повітря. Крім того, деяким поверхням може знадобитися тільки очистка, в той час як для інших тільки захист від обледеніння.

В деяких випадках звичайні процедури видалення та попередження обледеніння можуть виявитися неефективними для забезпечення необхідного захисту ПС, Це може

виникнути в умовах переохолодженого дощу, переохолодженої мряки, сильного снігопаду, коли в переохолоджених опадах є великий вміст вологи.

При дуже низьких температурах зовнішнього повітря (близько -30^{o} С та нижче) проти льодові рідини використовувати заборонено або більшість з них не діють, і тому застосовують інші доступні методи видалення обледеніння.

Важкі накопичення відкладень завжди нелегко видалити з поверхонь ПС, бо при цьому використовується значна кількість спец рідини. Видалення обледеніння механічним способом персоналом аеропорту не виконується, але може виконуватися персоналом авіакомпаній, які мають допуск.

При наявності великих відкладень на поверхнях ПС авіакомпаніям рекомендується застосовувати механічний спосіб видалення обледеніння, що приведе до економії засобів. Але слід враховувати, що видалення сльоти тільки механічним способом не допустимо. Протиобліднювальна обробка ПС завжди повинна виконуватися симетрично, тобто ліва і права площини повинні бути оброблені однаково, навіть у тих випадках, коли відкладення наявні тільки з однієї сторони крила.

При наявності забруднень на критичних поверхнях ПС, у випадках, коли діючі погодні умови не сприяють їх утворенню до вильоту, зазвичай виконується одно етапна процедура обробки ПС.

Коли використовується одно етапна процедура, то видалення і захист від обледеніння виконується одночасно.

Для видалення обледеніння з ПС використовується нагріта проти льодова рідина, котра залишається на його поверхнях, щоб забезпечити недовготривалий захист від обледеніння. Слід вибирати правильну концентрацію рідини із врахуванням бажаного часу захисної дії, навколишньої температури повітря та погодних умов. В деяких аеропортах беруть до уваги такий факт: коли температура поверхні крил відрізняється, а у деяких випадках, може бути нижча за температуру навколишнього повітря, то керівники відповідної служби приймають рішення використовувати більш концентровану рідину (суміш гліколю) для впевненості у наявності достатнього резерву точки замерзання.

Крім того, до факторів, які сприяють обледенінню літаків, відносять:

а) експлуатація ПС на пероні, РД і ЗПС вкритих водою, сльотою чи снігом. Ці забруднення можуть відкладатися на поверхнях літаків в результаті дії вітру, маневрування літаків, впливу реактивного струменю поряд розташованого літака або ж при роботі наземного обладнання;

б) теплі поверхні літаків попадають під замерзаючі опади при температурі нижчої точки замерзання. Теплі поверхні літаків можуть викликати танення опадів, що випали, які потім знову замерзають.

Такі фактори можуть серйозно погіршити всі льотні характеристики літаків, а також спричинити механічне пошкодження його частин та відмову систем ПС. більшість із цих факторів впливають на утворення та накопичення відкладень на критичних частинах літака. Серед таких змінних факторів:

- температура навколишнього повітря;
- температура обшивки літака;
- наявність, інтенсивність і вид опадів;
- відносна вологість повітря;
- швидкість і напрям вітру.

Всі ці фактори можуть впливати на властивості проти льодових рідин. У зв’язку із впливом цих факторів період дії рідини може суттєво скоротитися.

Під час проведення наземного обслуговування в умовах, що сприяють обледенінню ПС, ніхто не має права випускати ПС у рейс, якщо на його критичних поверхнях, що забезпечують безпеку польотів, наявні відкладення. Такий підхід відомий під назвою «Концепція чистого ПС».

Сніг або ж лід, що знаходиться на повітрязабірниках чи на лопатках двигунів може призвести до пошкодження газоповітряного тракту, зростання вібрації та помпажу двигуна.

Сніжно-льодові відкладення на передніх кромках крила і хвостового оперіння, верхніх площинах крила та стабілізатора літака порушують обтікання поверхонь та призводять до значного погіршення аеродинамічних характеристик, закладених конструкторами повітряного судна.

Всі технологічні операції щодо видалення опадів у вигляді снігу, сльоти, льоду і т.д. затверджені керівництвами не тільки авіакомпаній, а й аеропортів. Вони передбачають всі заходи не тільки щодо видалення забруднень, а й рекомендації щодо вибору спецрідин, їх контролю якості.

Тому сьогодні в аеропортах використовуються іноземні спецмашини для видалення відкладень типу «Елефант» моделей β і β-15, що своєчасно проходять сертифікацію та відповідають стандарту ISO 1177/SAE 1971.

Слід також відмітити, що під час підготовки літака до вильоту атмосферні явища можуть бути нестійкими та змінюватися, ось чому льотні екіпажі та наземний персонал мають бути особливо уважними.

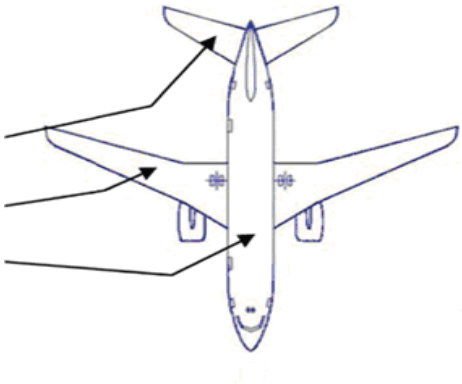


Рис.1. Місця нанесення проти льодових рідин на поверхні ПС

Висновки

Сучасні технології нерозривно опираються на документи та керівництва, регламенти ICAO, IATA та повинні бути впроваджені у всіх аеропортах без винятку.

Керівництво аеропорту повинно спрямовувати всі сили на своєчасне проведення курсів, семінарів щодо підвищення кваліфікації персоналу, бо це є не тільки складовою безпеки польотів, а й удосконалення знань з питань новітніх технологій, рекомендацій та вимог міжнародних організацій цивільної авіації.

Список літератури

1. IATA. Стандартное соглашение ИАТА о наземном обслуживании. Приложение А – наземные услуги. -24с.
2. ICAO. Руководство по аеропортовым службам. (Doc.9137-AN/898)
3. *Гузий А.Н., Скрипник Ф.И.* Основы летно-технической эксплуатации летательных аппаратов. Учебное пособие.Киев.:1990.-77с.
4. *Кокунина Л.Х.* Основы аеродинамики. М.:»Транспорт»,1976.-208с.

УДК 621.7.029:66.081(45)

Н.В.Машинська, асистент
Т.І.Кузьменко, старший викладач
Б.О.Островський
(Національний авіаційний університет, Україна)

ТЕХНОЛОГІЯ ВИКОРИСТАННЯ ХІМРЕАГЕНТІВ В ДП МА «БОРИСПІЛЬ»

В статті наведена сучасна технологія експлуатаційного утримання аеродрому на прикладі ДП МА «Бориспіль». Розглянуто необхідність застосування хімреагентів для боротьби з ожеледицею в осінньо-зимовий період.

Сучасна технологія утримання аеродрому – це комплекс заходів, направлених на підтримування та відновлення експлуатаційних характеристик покриття та забезпечення їх постійної експлуатаційної готовності.

Утримування аеродрому – це в першу чергу контроль його технічного стану та забезпечення готовності до виконання польотів.

Експлуатаційне утримання включає роботи, направлені на забезпечення функціонального призначення елементів льотного поля, а також заходи по перевірці та оцінці їх стану, тобто:

- систематичний контроль черговим інженером аеродромної служби (інспектування);
- детальний огляд, контроль, в тому числі інструментальний, та виконання робіт щодо утримання.

Аеродром в цілому або окремі його дільниці вважаються не підготовленими до експлуатації при таких умовах:

- значення коефіцієнту зчеплення на усій довжині штучної злітно-посадкової смуги (ШЗПС) та ШЗПС, що знаходяться під шаром ущільненого снігу, або на будь-якій дільниці довжиною більше шостої її частини є нижчим 0,3 од.к.с.;
- розбіжність значень коефіцієнта зчеплення на сусідніх ділянках ШЗПС з обох боків від вісі перевищує 0,20 од.к.с.;
- товщина шару атмосферних опадів (снігу, сльоти, води тощо) на робочій площі ЗПС є вищою за допустимі значення;
- сполучення очищених та неочищених ділянок від снігу мають ухили більше 1:10;
- мікро нерівності поверхні покриття не відповідають встановленим нормативним вимогам;
- наявність на поверхні сторонніх предметів, в тому числі продуктів руйнування поверхні, кусків льоду та ущільненого снігу;
- наявність на поверхні ділянок, забруднених паливо-мастильними матеріалами (ПММ) та антиожеледною рідиною для обробки повітряних суден (ПС).

Основними вимогами при проведенні робіт із попередження і видалення ожеледних утворень є своєчасний рівномірний розподіл заданої кількості антиожеледного реагенту по поверхні покриття і ретельне прибирання продуктів руйнації ожеледних утворень (сльоти, розчину реагенту).

Попередження ожеледних утворень є найбільш ефективним і перспективним засобом застосування хімічних реагентів, бо ступінь достовірності метеорологічних прогнозів при сучасному оснащенні аеропортів системами прогнозування льодоутворень є досить високою.

Попередження ожеледиці проводять, як правило, у період можливого його інтенсивного утворення – наприкінці осені та на початку весни при температурі повітря від 0^o до -6^o С.

Сутність такого попередження полягає в тому, що завчасно, після одержаних даних прогнозу про можливість утворення ожеледиці, по поверхні покриття розподіляється реагент (у твердому вигляді або розчин), що перешкоджає утворенню ожеледиці. Лід, що утвориться,

має пухку структуру і слабке зчеплення з поверхнею покриття. Це дозволяє легко зчищати щітками снігоприбиральних машин.

Основними заходами щодо попередження появи ожеледиці з приходом холоду після тимчасового підвищення температури або різкого потепління є: інтенсивне патрулювання машини з металевими щітками по очищеній поверхні покриттів групою плужно-щіткових снігоочисників із швидкістю до 5,5 м/с (20 км/год). При цьому інтервал руху машин по одному сліду повинен бути не більше 30 хв, що дозволяє уникнути примерзання до поверхні покриття атмосферних опадів і утворення крижаної плівки; патрулювання групи теплових машин з швидкістю руху – 1,6 - 2,2 м/с (6 - 8 км/год) і вітрових машин – 2,2 – 4,2 м/с (8 – 15 км/год) для просушування поверхні покриттів; застосування машин для нанесення хімічних реагентів.

Технологічні операції по очищенню покриттів та інших елементів льотного поля від атмосферних опадів виконують спеціальними аеродромо-прибиральними машинами.

Завжди існує необхідність скорочення часу очищення покриттів аеродрому і проведення їх підготовки до виконання польотів без припинення льотної експлуатації, у «вікна» між польотами. Ця проблема може бути вирішеною із застосуванням в аеропортах технологій, універсальних спецмашин, які виконують усі технологічні операції снігоприбирання, а також впровадженням високоефективних розподільників хімреагентів.

Технологія боротьби із зимовою слизькістю на аеродромних покриттях хіміко-механічним способом спланована на попередження виникнення ожеледецевих утворень шляхом своєчасної обробки поверхні покриттів хімічними реагентами до початку або в період їх формування.

Хімічною складовою технології попередження ожеледиці є розподілення спецмашинами на поверхні покриття хімреагенту після отримання даних прогнозу про можливе утворення ожеледиці.

Механічною складовою технології є легке зчищення щітками снігоприбиральних машин льоду, що утворюється в цих умовах і має рихлу структуру.

Найбільш ефективним є використання рідких хімреагентів при товщині ожеледецевої плівки не більше 1 мм.

Не допускається залишати розчин хімреагентів на покритті. Тому поверхні аеродромних покриттів після протиожеледевих робіт повинні ретельно прибиратись, а при необхідності і підсушуватися.

Для боротьби з ожеледицевими утвореннями на усіх типах покриттів, крім цементобетонних, які мають вік бетону менше двох років, доцільно застосовувати хімічний реагент АНС, хімреагенти НОРДЕКС-П або Рідина-Е, на асфальтобетонних – карбамід.

Таблиця 1

Витрата реагенту для очищення ЗПС-1 від ожеледиці (тонн / на всю ЗПС)

t, ^{o} C	***Товщина шару ожеледиці***				
	1 мм	***2 мм***	***3 мм***	***4 мм***	***5 мм***
від 0 до -3	12 т	18 т	24 т	30 т	36 т
від -3 до -6	18 т	27 т	36 т	45 т	54 т
від -6 до -8	24 т	36 т	48 т	60 т	72 т
від -8 до -10	30 т	45 т	60 т	75 т	90 т
від -10 до -12	36 т	54 т	72 т	90 т	108 т

Для оцінки умов готовності ЗПС за коефіцієнтом зчеплення використовують гальмівний візок на базі автомобіля типа УАЗ-452. При відсутності автомобіля типа УАЗ допускається використовувати легковий автомобіль із вмонтованим на ньому приладом..

Базовий автомобіль повинен мати серійні шини з невеликим равномірним зношенням протекторів та тиском у відповідності до технічного паспорту. Гальміна система автомобіля має бути відрегульована на одночасне блокування всіх коліс.

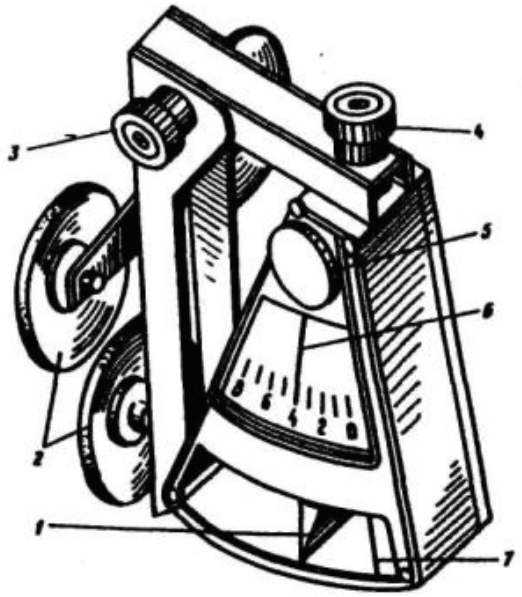


Рис.1. Деселерометр:
1 - вісь маятника; 2 - присоси; 3 - гвинт фіксації стійок; 4 - гвинт фіксації корпуса;
5 - ручка повороту; 6 - фіксируюча стрілка; 7 - контрольна риска

Технологічні операції по очистці аеродромних покриттів та інших елементів аеродромів від залишків зруйнованого льоду, сльоти та розчину хімреагенту здійснюють спеціальні аеродромно-прибиральні машини типу Boschung Jetbroom (Бошунг Джетбрум) або використовують плужно-щіткові спеціальні машини типу КО-002 (ПМ – 130) та теплові машини типу ТМ – 59 М.

Висновки

Отже, технологія використання хімреагентів в ДП МА «Бориспіль» задовольняє показникам якості стану ЗПС та аеродрому в цілому, відповідає нормативним документам ІСАО та ІАТА.

Головним завданням аеродромної служби є не боротьба з ожеледицею на аеродромному покритті, а проведення усіх технологічних заходів щодо попередження її появи.

Високу роль під час виконання усіх видів робіт щодо утримання аеродрому відіграє кваліфікація персоналу, зокрема інженерно-технічного складу аеродромної служби.

Список літератури

1. Положення про аеродромну службу в цивільній авіації України. –К.:ДААУ.-2000.-38с.

2. *Куржумов О.В*. Пути повышения эффективного содержания аеродрома в зимний период // Аеропорты. Прогрессивные технологии.-2009.-№3.-с.95-98.

3. *Запорожець В.В., Шматко М.П.* Аеропорт: організація, технологія, безпека – К.:Дніпро,2002.-168с.

4. Инструкция по применению химических реагентов для предупреждения и удаления гололедных образований на аэродромных покрытиях. ГПИНИИА.М.:МГА, 1989.-85с.

СЕКЦІЯ 14.

МІЦНІСТЬ ТА ВТОМЛЕНІСТЬ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

УДК 539.421(045)

Н.С. Кулик, доктор технических наук,
А.Г. Кучер, доктор технических наук, В.Е. Мильцов,
(Национальный авиационный университет, Украина)

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ ПРИ ДЕЙСТВИИ СПЕКТРА НАГРУЗОК

Рассмотрены вопросы определения скорости развития трещин и остаточной долговечности в зависимости от начальной длины трещины для равномерного растяжения плоскости с одиночной трещиной по нормали к линии трещины, полосы с центральной поперечной трещиной, полосы с эксцентрично расположенной поперечной трещиной, а также полосы с двумя и одной симметричными краевыми трещинами при одноосном растяжении при соответствующих коэффициентах интенсивности напряжений для наиболее известных уравнений Периса, Эрдогана и Формана. Получены зависимости и приведены результаты расчета накопленной поврежденности и остаточной долговечности отмеченных элементов конструкции при действии спектра нагрузок.

Введение

Как известно, долговечность – это свойство объекта сохранять работоспособность до предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта (ТОиР) авиационной техники (АТ). Предельное состояние может быть обусловлено: неустранимым нарушением требований безопасности полетов из-за нарушения прочности конструкции. Одними с наиболее опасных дефектов являются трещины, которые при достижении предельных размеров могут приводить к потере ее несущей способности. Однако полеты самолетов с трещинами безопасных размеров установленная практика. Поэтому исследования трещиностойкости конструкций является актуальной задачей.

В статье проведен анализ остаточной долговечности элементов конструкции обшивки из материала Д-16 с различными дефектами типа трещин при действии спектра нагрузок с использованием методов механики разрушения.

Модели поврежденности деталей при воздействии спектра нагрузок

Обычно на детали планера и силовой установки во время полета действуют переменные нагрузки с различными значениями максимальных напряжений $\sigma_{\max}$.

Спектром нагрузок является частотность напряжений разной интенсивности. Рассмотрим спектр нагрузок, действующий на детали в корневой части крыла от изгибающего момента, вызванных турбулентностью атмосферы. Анализ интенсивности полетных нагрузок разных типов воздушных судов показывает, что их спектры амплитуд подчиняются логарифмическому закону $\sigma_a = f(ln(N_\sigma))$ и лежат с небольшими отклонениями в одних и тех же границах [3].

Величина спектра нагрузок может быть выражена отношением [3], σ_f / σ_c где σ_f – значение текущей нагрузки, σ_c – среднее значение нагрузки, возникающей в полете и характеризующей условия полета.

Непрерывный спектр нагружения для ограничения нагрузки может быть заменен ступенчатой функцией, что несколько упрощает систему расчетов.

Дискретные спектр разбит на 10 ступенек с максимальным значением σ_1 / σ_c=1,6 и минимальным σ_{10} / σ_c=0,222 (табл. 1.).

Таблица 1 - Дискретный спектр нагружения.

σ_i / σ_c	1,6	1,50	1,30	1,15	0,995	0,84	0,685	0,530	0,375	0,2220
n_σ	1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	358665

Максимальные напряжения последних двух ступенек и соответствующие коэффициенты интенсивности напряжений для анализа трещиностойкости находятся ниже уровня порогового КИН K_{th} и поэтому в расчет не принимаются. В нижней части табл. 1 приведено соответствующее данной нагрузке число циклов нагружения n_σ, заданного уровня, присутствующее в спектре.

В приведенном блоке нагружения максимальные нагрузки встречаются один раз, а минимальные – 4170 раз на каждые 5200 циклов нагружения.

Очевидно, что $\sigma_{max} = \sigma_c + \sigma_a$; $\sigma_{min} = \sigma_c - \sigma_a$.

Коэффициент асимметрии цикла $r = \dfrac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$.

На рис. 1 показаны максимальные и минимальные уровни нагрузки спектра нагружения при заданном среднем значении нагрузки σ_c = 70 МПа.

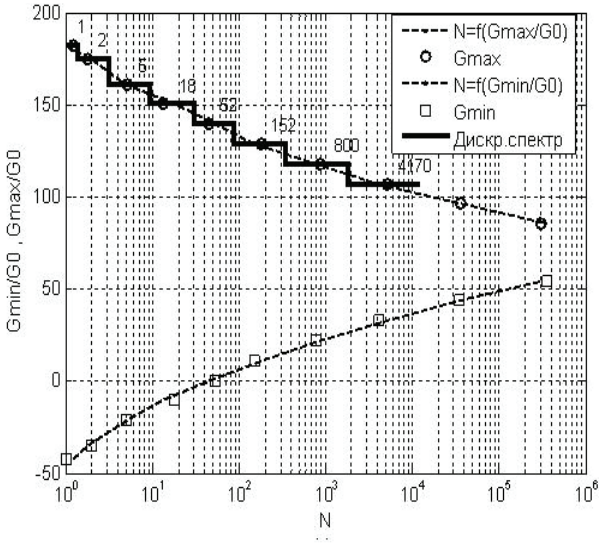


Рис. 1. Непрерывный и дискретный спектры нагружения.

Уравнения кривых спектра максимальных и минимальных уровней напряжений при $\sigma_c = 70$ МПа имеют вид:

$$lg(N_{max\,i}) = 0.0003477 * \sigma_{max}^2 - .14892 * \sigma_{max} + 15.669; \quad (1)$$

$$lg(N_{min}) = 0.0003477 * \sigma_{min}^2 + 0.05155 * \sigma_{min} + 1.6357,$$

где $\sigma_{max\ i} = \sigma_c (1 + \dfrac{\sigma_i}{\sigma_c})$; $\sigma_{min\ i} = \sigma_c (1 - \dfrac{\sigma_i}{\sigma_c})$.

Программа нагружения строится на основании формирования отдельных спектров, которые, в свою очередь, получаются из основного спектра путем исключения отдельных его составляющих: первого, первых двух и т.д. При этом каждый спектр характеризует условия нагружения в отдельном полете. При полном спектре моделируются наиболее сложные условия полета в неспокойной турбулентной атмосфере (грозе), в других случаях − в менее опасных ситуациях. Случайная очередность выбора спектров нагружения и формирование программы позволяет моделировать условия полета, близкие к реальному.

Согласно гипотезе линейного суммирования повреждений степень поврежденности пропорциональна отношению числа циклов $n_{\sigma i}$ к предельному числу циклов $N_{\Pi i}(\sigma_{maxi})$ для заданной i-й нагрузки σ_{maxi}. В дискретном спектре нагружения содержится k – уровней, в непрерывном − доля числа циклов нагружения зависит от уровня нагрузки, которая

изменяется от $\sigma_{\max 1}$ до $\sigma_{\max k}$. Общее число циклов спектра нагружения назовем полным циклом, полученные поврежденности – спектром поврежденностей, а накопленную суммарную поврежденность – поврежденностью за один полный цикл нагружения. В соответствии с этим формулы для расчета накопленной поврежденности за m полных циклов нагружения в дискретном и непрерывном варианте имеют вид:

$$П_m = \sum_{l=1}^{m} \sum_{i=1}^{k} \frac{n_{\sigma i}(\sigma_{\max i})}{N_{П i}(\sigma_{\max i})}; \quad (2)$$

$$П_m = \sum_{l=1}^{m} \int_{\sigma_{\max 8}}^{\sigma_{\max 1}} \frac{n_{\sigma}(\sigma_{\max})d\sigma}{N_{П}(\sigma_{\max})}, \quad (3)$$

где условием разрушения будет $П_m > 1$.

Модель поврежденности для деталей с трещиной при воздействии спектра нагрузок

Для расчета поврежденности и остаточной долговечности деталей с различными дефектами типа трещин при воздействии спектра нагрузок используются методы механики разрушения, в основе которых лежит коэффициент интенсивности напряжений (КИН) K_1 [2].

Согласно силовому критерию линейной механики разрушения, предложенному Ирвиным для квазихрупких тел, трещина начинает быстро расти в упругом теле, когда КИН достигает некоторого критического для данного материала значения, что и считается предельным значением прочности для элементов с трещиной.

Коэффициент интенсивности напряжений K_1 зависит от нагрузки, размера трещины и геометрии детали.

Многочисленными исследованиями установлено, что зарождение трещины усталости в образцах с надрезом при напряжениях ниже предела текучести происходит после небольшого числа циклов нагружения, составляющих 3−10 % общей долговечности. Следовательно, долговечность образцов и деталей машин практически определяется скоростью роста макротрещины.

Экспериментальные данные о развитии усталостных макротрещин в материалах принято представлять в виде диаграммы усталостного разрушения материала, называемых диаграммами циклической трещиностойкости материала, которые представляют собой зависимость скорости роста трещины v от размаха КИН за цикл ΔK или его максимального значения $K_{\max}$.

Диаграмма, построенная в логарифмических координатах, состоит из трех криволинейных участков: низких (обычно $v < 10^{-8}$ м/цикл), высоких (обычно $v > 10^{-6}$ м/цикл) скоростей роста трещины и среднего участка, аппроксимируемого прямой в двойных логарифмических координатах[2].

Было предложено несколько десятков зависимостей, связывающих между собой скорость роста трещины v и КИН. Наибольшую известность получили модели Периса, Ердогана и Формана.

В основу расчета остаточной долговечности и повреждаемости элементов с трещиной положена одна из формул, описывающая скорость роста трещины на линейном участке диаграммы циклической трещиностойкости:

$$\frac{da}{dN} = 10^{-7}\left(\frac{K_{\max}}{K^*}\right)^n,$$

где параметры n и K^* являются самостоятельными характеристиками циклической трещиностойкости материала. Параметр K^* имеет четкий физический смысл наибольшего КИН цикла при скорости роста трещины 10^{-7} м/цикл.

Решая это дифференциальное уравнение относительно N и учитывая выражения для КИН полосы с центральной трещиной при одноосном растяжении, можно получить формулу для расчета остаточной долговечности элемента конструкции (рис.2) с трещиной [2]:

$$N_k - N_0 = 10^7 \left(\frac{K^*}{\sigma_{max}}\right)^n \frac{1}{\pi^{n/2}} \left(\frac{2}{W}\right)^{\frac{n}{2}-1} \int_{a_0}^{a_k} \frac{d\alpha}{\alpha^{n/2} F_1^n(\alpha)}, \quad (4)$$

где $F_1(\alpha) = \left(1 - 0{,}025\alpha^2 + 0{,}06\alpha^4\right)\left(sec\frac{\alpha\pi}{2}\right)^{1/2}$, $\alpha = 2a/W$.

Расчет остаточной долговечности (рис. 3) проведен для пяти случаев [2; 4]:

− плоскости с трещиной $F_1(\alpha) = 1$, $\alpha = 2a/W$;

− полосы с центральной трещиной (4);

− полосы с эксцентрично расположенной трещиной

$$F_{1A}(\alpha,\beta) = \left(sec\frac{\pi\alpha}{2}\frac{sin\,2\alpha\beta}{2\alpha\beta}\right)^{1/2}, \ \alpha = 2a/(W-2e), \ \beta = 2e/W;$$

− полосы с краевыми трещинами

$$F_1(\alpha) = \left(1 + 0{,}122\,cos^2\frac{\pi\alpha}{2}\right)\left(\frac{2}{\pi\alpha}\,\mathrm{tg}\frac{\pi\alpha}{2}\right)^{1/2}, \ \alpha = 2a/W;$$

− полосы с одной краевой трещиной

$F_1(\alpha) = 1.12 - 0{,}231\alpha + 10{,}55\alpha^2 - 21{,}72\alpha^3 + 30{,}39\alpha^4$, $\alpha = a/W$.

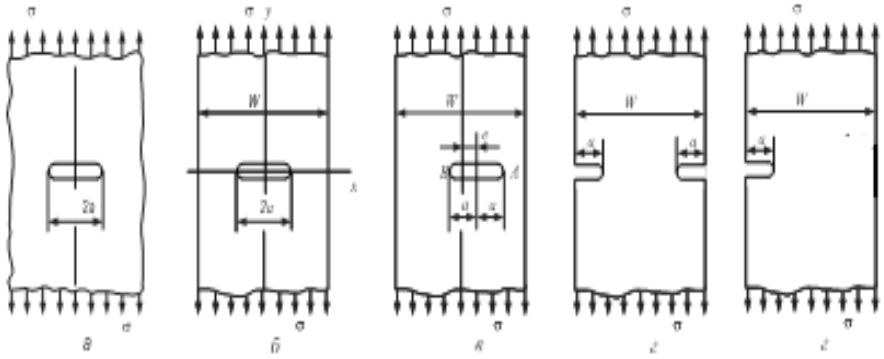


Рис.2 Образцы элементов конструкции с трещиной

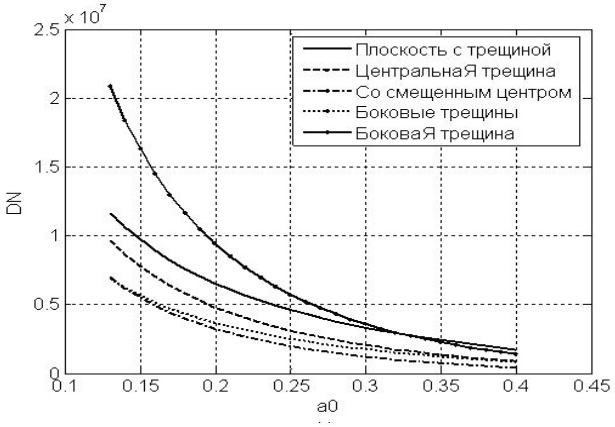


Рис. 3. Зависимость остаточной долговечности от начальной длины трещины.

Для расчета остаточной долговечности используются такие исходные данные:

− материал Д16;

− механические характеристики материала (критический КИН K_C = 84,4 МПа·м$^{1/2}$, условная граница текучести $\sigma_{0,2}$ = 400 МПа);

− параметры трещиностойкости (наибольший КИН цикла для полосы с центральной трещиной при скорости распространения 10^{-7} м/цикл, K^* = 92,3 МПа·м$^{1/2}$, показатель степени n = 4);

− коэффициент асимметрии цикла r = 0,33;

− максимальная интенсивность нагружения σ_{max} = 140 МПа;

− ширина элемента $2W = 0{,}20$ м;

− высота элемента $2h = 0{,}40$ м;

− толщина элемента $t = 2$ мм.

Критическая длина трещины a_K определяется из условия разрушения Ирвина [1]: $K_1 = K_C = 84{,}4$ МПа; $\sigma_K = 140$ МПа; $a_K = 0{,}063$ м, $\alpha_K = 0{,}63$; эксцентриситет e=0,02 м.

Для расчета поврежденности элементов с трещиной в дискретном и непрерывном варианте используются те же формулы, что и при расчете многоцикловой усталости (2) и (3), где в качестве предельных характеристик используется остаточная долговечность детали $N_p = N_k - N_0$.

В формулах для оценки поврежденности с целью уменьшения ошибок расчета каждый полный цикл спектра нагружения разбит дополнительно на ряд подциклов $n_{\sigma\max i}$ (5), после расчета которых выполняется пересчет новой текущей длины трещины:

$$П_1 = \sum_{i=1}^{n} \frac{n_{\sigma i}}{N_{pi}} = \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{n_{bi}} \frac{n_{\sigma ij}}{N_{pi}}; \tag{5}$$

$$П_\Sigma = \sum_{l=1}^{m} \int_{\sigma_{max}8}^{\sigma_{max}1} \frac{n_\sigma(\sigma_{max})d\sigma}{\left(10^7 \left(\frac{K_i^*}{\sigma_{max}}\right)^{n_i} \frac{1}{\pi^{n_i/2}} \times \left(\frac{2}{W}\right)^{\frac{n_i}{2}-1} \int_{a_0}^{a_k} \frac{d\alpha}{\alpha^{n_i/2} F_1^{n_i}(\alpha)}\right)}. \tag{6}$$

Максимальное число циклов в каждом подцикле спектра нагрузок приведено в табл.2.

Таблица 2 - Максимальное число циклов в подцикле

$n_{\sigma i}$	1	2	5	18	52	152	800	4170	34800	358665
$n_{\sigma\max i}$	1	1	1	2	5	10	40	100	500	4000

Например, пятый элемент спектра разбит на 11 подциклов по пяти в первых десяти и двух в 11-м подцикле, в сумме 52 цикла. Всего в полном цикле спектра 106 блочных циклов.

Приращение длины трещины за каждый полный цикл нагружения (5200 циклов), по определению, пропорционально внесенной поврежденности и поэтому может быть рассчитано по формуле $\Delta a_l = (a_{k,l} - a_{0,l}) * П_1$.

Новая длина трещины, соответственно, равна $a_{0,l} = a_{0,l-1} + \Delta a_l$.

Процесс расчета итерационный и повторяется до тех пор, пока накопленная поврежденность $П_m = \sum_{l=1}^{m} П_l$, где m – число полных циклов, не превысит 1 ($П_m > 1$).

Однако в формуле (4) число циклов до разрушения (остаточная долговечность) зависит не только от действующего максимального напряжения, но и от текущей длины трещины a_0, т. е. имеет место нелинейная гипотеза суммирования повреждений.

В формуле (4) при переменных максимальных напряжениях σ_{max}-var параметры трещиностойкости (наибольший КИН цикла K^* при скорости роста трещины 10^{-7} м/цикл и показатель степени n являются функциями σ_{max}. В рассматриваемой модели расчета поврежденности эти параметры предлагается взять линейными функциями σ_{max}:

$$n_i = n_1 + (n_2 - n_1)\frac{\sigma_{max\ i} - \sigma_{max1}}{\sigma_{max2} - \sigma_{max1}}, \text{где } \begin{matrix} n_1 = 4; \ n_2 = 5{,}1; \\ \sigma_{max1} = 140; \ \sigma_{max2} = 182 \end{matrix};$$

$$K_i^* = K_1^* + (K_2^* - K_1^*)\frac{\sigma_{max\ i} - \sigma_{max1}}{\sigma_{max2} - \sigma_{max1}}, \text{ где } \begin{matrix} K_1^* = 93; \ K_2^* = 73; \\ \sigma_{max1} = 140; \ \sigma_{max2} = 182 \end{matrix}.$$

Зависимой от уровня максимального напряжения σ_{max} также является критическая длина трещины a_k (рис. 4.), которую можно определить из уравнения

$$\frac{K_{1c}}{\sqrt{\pi a_k}F_1(\alpha_k)} - \sigma_{max} = 0, \text{ где } \alpha_k = \frac{2a_k}{W}.$$

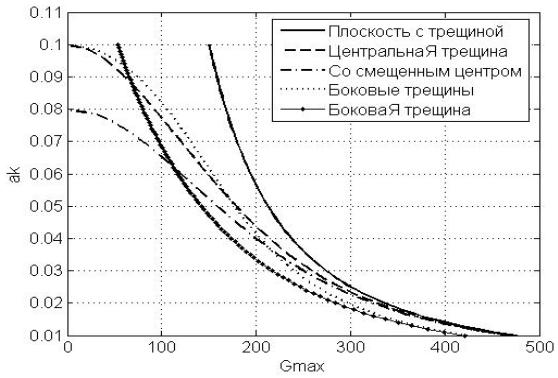


Рис. 4. Зависимости критической длины трещины a_k от уровня максимального напряжения σ_{max}.

Таким образом, расчет текущего значения числа циклов до разрушения можно провести в два этапа:

− определить коэффициент K_{0i}, который зависит только от уровня максимального напряжения σ_{max};

− вычислить, численным методом определенный интеграл с зависимыми от уровня максимального напряжения σ_{max} и текущей длины трещины пределами:

$$K_{0i} = 10^7\left(\frac{K_i^*}{\sigma_{max}}\right)^{n_i}\frac{1}{\pi^{n_i/2}}\left(\frac{2}{W}\right)^{\frac{n_i}{2}-1}; \qquad N_{pi} = K_{0i}\int_{a_0}^{a_k}\frac{d\alpha}{\alpha^{n_i/2}F_1^{n_i}(\alpha)}.$$

На рис. 5 показана динамика процесса приращения длины трещины при блочном нагружении $\Delta a_1 = f(BN)$.

Результаты мониторинга процесса поврежденности детали в зависимости от числа циклов для непрерывного спектра нагружения (6) приведены на рис. 6, для дискретного спектра - в зависимости от числа блоков $\Pi_\Sigma = \sum f(BN)$ показаны на рис. 7, а, в зависимости от числа циклов нагружения $\Pi_\Sigma = \sum f(N)$ − на рис. 7, б.

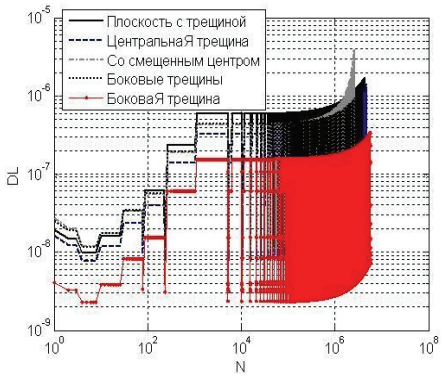


Рис. 5. Приращение длины трещины

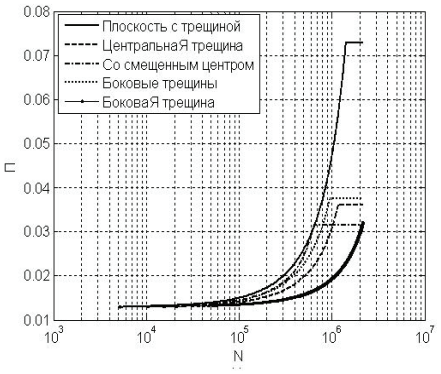
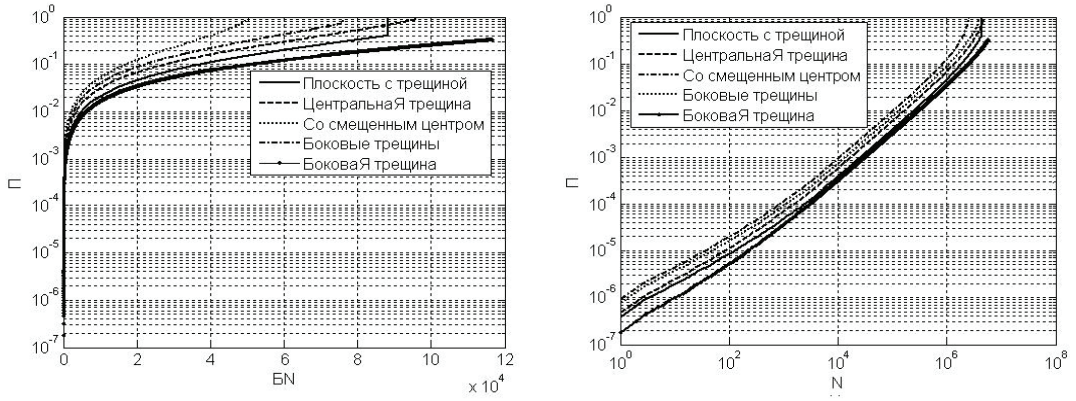


Рис. 6. Мониторинг процесса поврежденности детали в зависимости от числа циклов для непрерывного спектра нагружения



а *б*

Рис. 7. Мониторинг процесса поврежденности детали в зависимости от числа блоков нагружения (*а*) и числа нагружения циклов (*б*).

Процесс поврежденности (скорость развития трещины) носят нелинейный характер, ускоряясь при приближении к критической длине трещины. Для анализа остаточной долговечности при действии спектра нагрузок можно воспользоваться хорошо проверенными линейными и нелинейными итерационными моделями накопления повреждений, при построении которых необходимо учитывать зависимость поврежденности за цикл от текущей длины трещины и уровня действующего максимального напряжения в цикле.

Выводы

Проведенный анализ трещиностойкости конструктивных элементов показывает, что при всех прочих равных условиях нагружения наиболее опасными из пяти рассмотренных случаев являются полоса с эксцентрично расположенной поперечной трещиной и, далее, полоса с двумя симметричными краевыми трещинами.

Список литературы

1. *Кулик Н.С.* Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В.П. Харченко, М.Г. Луцкой и др.; под ред. Н.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.

2. *Кулик Н.С.* Сравнительный анализ поврежденности и остаточной долговечности элементов конструкции с различными дефектами типа трещин при действии спектра нагрузок / Н.С. Кулик, А.Г. Кучер, В.Е. Мильцов // Авиационно-космическая техника и технология. − 2009. − № 10(67). − С. 156−166.

3. Standardized load sequence for flight simulation tests on transport aircraft wing structures // J.B. de Jonge, D. Schutz, H. Lowak, J. Schijve // LBF Bericht FB. – 106, NLR TR 73029 U. – Maroh, 1973. – 52p.

4. *Мураками Ю.* Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений: В 2 т. / Под ред. Ю. Мураками. – М.:Мир, 1990. – Т.1.– 448 с.; Т.2. – 565 с.

UDC: 620.179.1

Miroslav LOŠŤÁK, PhD.
Miloslav PETRÁSEK, PhD.
Michal ŠTEFAŇÁK
(University of Defence, Czech Republic)
D.N. Kostenyuk,
(National Aviation University, Ukraine)

STRESS ANALYSIS OF AIRCRAFT STRUCTURE DAMAGED BY TERRORIST ATTACK

The paper is focused on assessing the effects of terrorist attack on civil transport aircraft. The study determines the implication of damaged aircraft airframe. The attack by missile armed with fragmentation warhead was analyzed. Implications of this attack were simulated by FEM model. To validate this model, an appropriate shooting experiment was performed. The experimental results were used for improving the numerical calculation of the damage.

Introduction

Terrorism is one of significant factors that is threatening safety of civil aircraft transportation. Forms of terrorist attacks can be various. However, the result is almost always the same: casualties, economic losses and last but not least, increased fear of passengers to use air transport. Terrorist attacks can be made on the ground or during the flight, but an attack during the flight is far more dangerous and it has usually fatal results.

Terrorist attacks that occur during the flight, can be classified into two basic categories. The first one includes onboard attacks by firearms or by explosives. The second one is represented by attacks from the outside. It involves large caliber firearms and missiles armed with blast-fragmentation warhead fired from mobile launcher.

In this paper, attention is focused entirely on the case of missile attack. Direct hit or missile explosion near the aircraft is assumed. Significantly damaged structure of aircraft or eventually aircraft destruction is expected in the first case. The explosion near the airplane cause multi-site airframe damage by dense pack of fragments. Consequences of such attack are comparable with previous situation in case that aircraft is hit in parts where primary structure components are. But the explosion may occur in further distance. In this case, only a partial damage caused by separate fragments occurs. It is assumed that single fragment cannot cause the failure of primary airframe structure component.

Character and seriousness of damage depend on the way of fragment dispersion, on fragment weight, and velocity, but it also depends on the speed of moving target. Therefore simplified model of fragments dispersion and their spreading in time and space was proposed. These problems are documented in Figure 1.

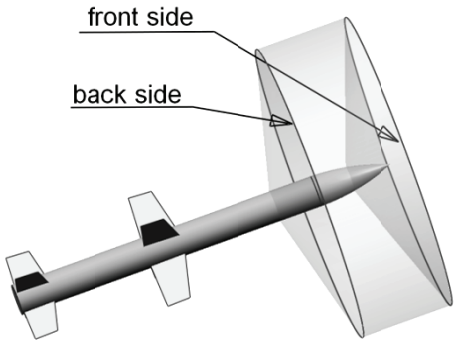


Fig. 1. The shape of fragment dispersion

Impacted area of the airplane can be defined by the form of fragments dispersion and the shape of impacted area can be quite unusual. It depends on all previously mentioned parameters, but the shape and size of the impacted area is also affected by mutual position of the aircraft and missile trajectories. An example of impacted area is shown in Figure 2.

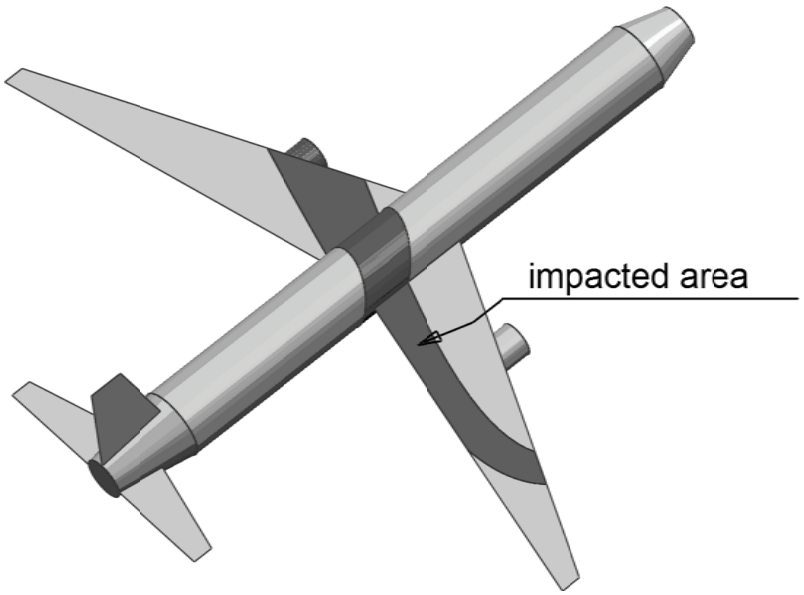


Fig. 2. Impacted area of the aircraft

In cases when aircraft sustains serious damage, the extent and implication of the damage must be assessed on full-scale theoretical analysis and on appropriate simulation models. DYTRAN has been proved as a very effective program to solve these problems. DYTRAN is an explicit finite element analysis solution for analyzing complex nonlinear behavior involving permanent deformation of structure. As a typical structure part for theoretical analysis has been chosen reinforced fuselage skin panel. The structure of this panel is the same as the structure that is used for Airbus airliner. Also a simplified model of missile fragment was projected and then the interaction between the test panel and fired fragmentation model was assessed.

No theoretical solution can be considered as credible, if it is not at least partially validated by an experiment. Therefore the experiment was prepared and performed which should confirm our theoretical expectations. The most suitable and the most realistic experiment would be a test with a real missile warhead and with a part of an airliner. This solution would mean a lot of safety and financial problems. Moreover, possibilities of detailed description of the damage would be limited, because it would not be possible to describe fragment shape, weight and velocity and therefore their kinetic energy with sufficient precision. Because of this, the experiment was performed using the aircraft skin sample and projectiles which were separately fired on skin sample. These projectiles imitated effects of warhead fragments. Projectiles parameters were exactly defined.

Two duralumin specimens of *1x1* meter size were made especially for the experiment. Both specimens were reinforced with stringers and frames. Specially shaped projectiles were fired into specimens. Projectiles were made of steel, their mass was *13.39±0.13g* and their designation was FSP12.7 – Fragment Simulating Projectile.

The experiment consists of firing projectiles separately into skin specimen. In order to obtain as much information as possible, projectiles were fired at different muzzle velocities. The main objective of our experiment was to hit different design nodes of reinforced airframe panel. The specimens were hit directly (90°) and under angles of 30 and 60 degrees. The projectile muzzle velocity varies from 600 m/s to 1100 m/s and in some cases the muzzle velocity was 1650 m/s.

The process and results of the experiment

When the projectile hit only the airframe skin (muzzle velocity around 700 m/s), the small area around penetration was affected. The size of penetration approximately conforms to projectile dimensions and also deformation area around projectile penetration is very small.

The next structure part that was intentionally hit by the fragment was the stringer. A stringer flange that is riveted to skin was hit during this attempt. The size of the damage that occurred in skin conforms to projectile dimensions and the size of the damage in stringer flange is only slightly larger.

As one of the most serious kinds of damage besides a lot of other types, can be considered damage displayed in Figure 3. This damage was not caused by projectile itself, but by a piece of material that was ripped out of the stringer flange. This type of damage was called the secondary damage.

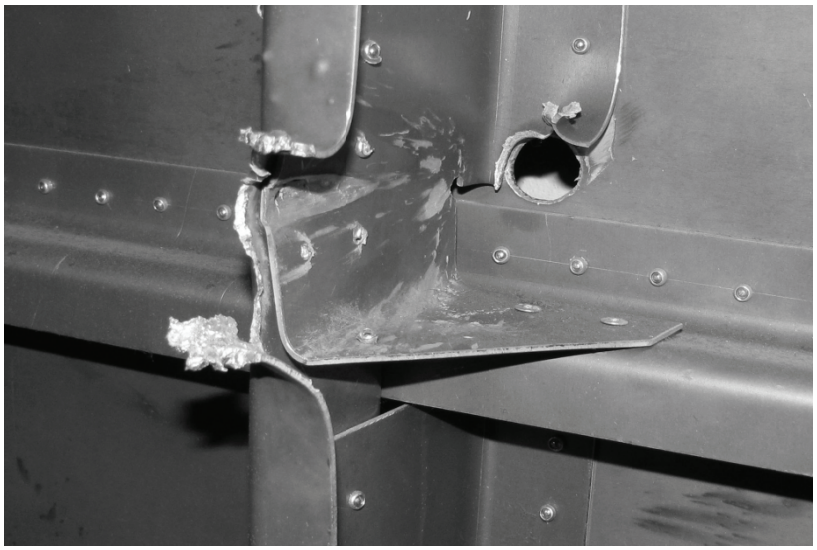


Fig. 3. Example of secondary damage

Many various types of damage occurred during the experiment, but it is not possible to show them all due to the limited length of this paper. Number of significant conclusions ensued from achieved results. Some of them are pointed out in the following list.

- Airframe damage caused by a single fragment has no immediate functional effect on the static strength of the structure, not even in case when a relatively important part of the primary structure is hit..
- A number of stress concentrators occurs during penetration of the material. Stress concentrators can support fast development of the crack. It can be dangerous at the moment when pilot decides to continue in flight with relatively slightly damaged aircraft.
- The extent of damage caused by projectiles fired under different angles was not as significant as was expected. This was probably caused by the large kinetic energy of fragments which result in clear penetration rather than in progressive deformation.
- The effect of the damage is increased at the moment when larger amount of fragments is concentrated to crucial area. Effects of fragments are cumulated.
- The effect of fragment velocity on the extent of damage cannot be completely neglected. The highest damages occurred for muzzle velocities from 600 m/s to 800 m/s. For muzzle velocities higher than 900 m/s, only clear penetrations occurred without extensive affected area around.
- A secondary damage occurred during experiment. This type of damage was not considered in finite element model.

Conclusion

This experiment has proved that a single fragment causes only a very small damage and has a small effect to the structure's ability to carry loads. Serious damage will not occur even if the panel is hit by many fragments. But seriousness of multi-site damage depends on the number of fragments and how far single fragments are from each other. Multi-site damage does not lead necessarily to aircraft loss. Total multi-side damage cannot be evaluated by superposition of partial damages in case that fragments damages are not close enough to each other. It has also been found out that the extent of damage does not depend on the fragments muzzle velocity. The penetrations are clearer and the damage is without deformation with increasing muzzle velocity. However, the degree of the damage almost always depends on parts where the airliner is hit and it depends on the distance between the airliner and missile explosion. These parameters determine if there occurs multi-site damage or just separate damage caused by single fragments.

Results of this experiment have been used to improve the numerical calculation of the damage. The follow-up simulation in FEM program shows very good match between theory and experiment.

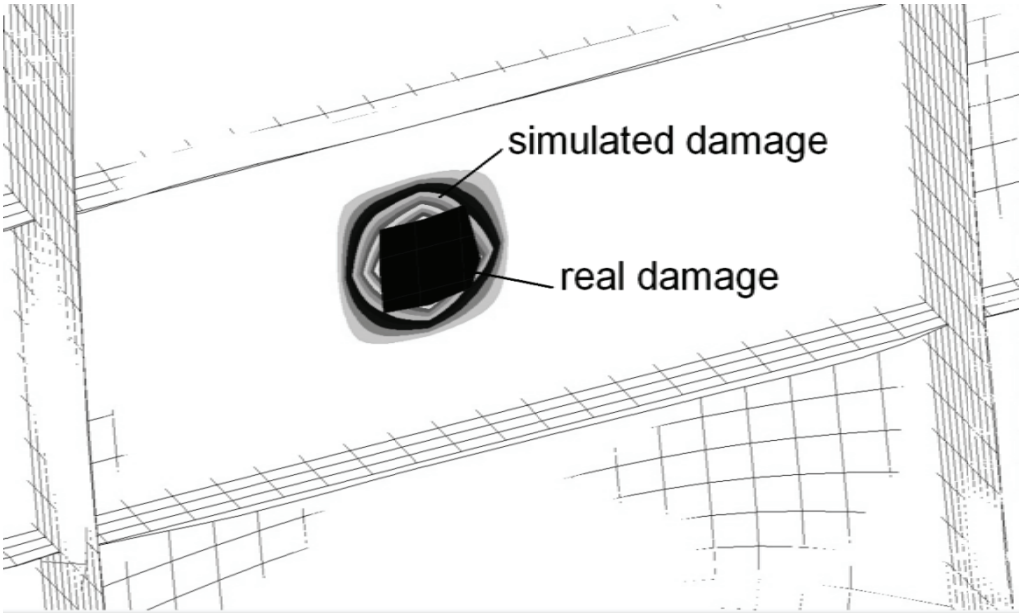


Fig. 4. Match between theory and experiment

References

1. *PETRÁSEK, M.* Rozvoj metod pro udržení bojeschopnosti vojenských letadel při bojovém poškození draku. - Výzkumná zpráva POV MO. - VA Brno, 1999. - 205 s.

2. *BALL, R. E.* The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, AIAA New York, 1985.

3. *PETRÁSEK, M.:* Analýza současného stavu bojové odolnosti lehkého bitevního letounu a základní směry rozvoje, VA Brno, 2002.

4. *PETRÁSEK, M.* Bojová odolnost letadel. - Habilitační práce. - VA Brno, 2003.

УДК: 620.179.1

С.Р. Ігнатович, доктор технічних наук,
М.В. Карускевич, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ОЦІНКА ВИЧЕРПАННЯ РЕСУРСУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА ПАРАМЕТРАМИ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ ПОВЕРХНІ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ І СЕНСОРІВ ВТОМИ

Показана можливість моніторингу втомного пошкодження по параметрах деформаційного рельєфу, який формується на поверхні полікристалічного алюмінію при його циклічному навантажуванні. Такий рельєф можна спостерігати на поверхні елементів конструкцій, виготовлених з плакованих алюмінієвих сплавів і сенсорів втомного пошкодження. Доведена можливість керування чутливістю сенсорів втоми.

Вступ

Оптичний контроль є одним з найбільш ефективних, надійних, перевірених часом методів неруйнівного контролю. Цей вид контролю користується довірою як розробників, так і експлуатантів авіаційної техніки. Відомо, що оптичний метод неруйнівного контролю дозволяє виявляти втомні тріщини. Проте, дослідження інкубаційної стадії втоми плакованих алюмінієвих конструкційних сплавів дозволяють стверджувати, що можливості оптичного методу контролю значно ширші. Появі втомної тріщини передує формування деформаційного рельєфу, інтенсивність якого вказує на накопичене пошкодження і наближення моменту появи втомної тріщини. Таким чином, плакуючий шар розглядається як індикатор пошкодження.

Цю властивість можна використовувати при прямій безпосередній оцінці втомного пошкодження конструкційних елементів і застосуванням зразків-свідків (сенсорів) втоми, виготовлених з плакованих алюмінієм матеріалів.

Нижче представлено фрагмент циклу досліджень, спрямованих на створення комплексного методу оцінки вичерпання ресурсу повітряних суден за параметрами деформаційного рельєфу поверхні елементів конструкцій і сенсорів втоми.

Методи і методики дослідження

В процесі створення комплексного методу оцінки накопиченого втомного пошкодження і прогнозування залишкового ресурсу авіаційних конструкцій використовувались стандартні і оригінальні методи і методики досліджень: методи механічних випробувань на втому, методи оптичних металографічних досліджень, методи растрової і трансмісійної електронної мікроскопії, оригінальні методики автоматизованого обчислення параметра пошкодження D і фрактальних розмірностей, метод інтерференційної профілометрії, рентгеноструктурний аналіз, кореляційний і регресійний аналіз експериментальних даних.

Зразки для дослідження процесу пошкоджуваності а також елементи реальних конструкцій були виготовлені зі сплаву Д16АТ.

Втомні випробування проводились як на стандартному випробувальному обладнанні, так і на спеціально розробленому.

Мікроскопічні дослідження виконувались застосуванням оптичних мікроскопів ММР-4, Р-1, растрового сканувального мікроскопу SEM-515,"Philips", трансмісійного мікроскопу JEM-200 CX, спеціально розроблених оптичних пристроїв.

При визначенні режимів випробувань зразків і конструктивних елементів керувались вимогою відповідності умовам навантажування авіаційних конструкцій в експлуатації і при натурних випробуваннях.

Параметри пошкодження полікристалічного плакуючого шару і методики їх автоматизованого визначення

Для визначення пошкодження запропоновано параметр D, який відображає інтенсивність рельєфу і обчислюється як відношення площі поверхні з ознаками мікропластичної деформації до загальної площі поверхні в зоні спостереження [1].

Фрактальна природа деформаційного рельєфу дозволяє також застосувати апарат фрактальної геометрії для його кількісного опису. Про фрактальну природу деформаційного рельєфу свідчать як дані, наведені в огляді джерел по проблемі, так і експерименти, проведені в рамках представленого дослідження.

Фрактальна розмірність деформаційного рельєфу в представленій роботі визначена шляхом ручного та автоматизованого обчислень за методом “box-counting” [1]. Серед фрактальних розмірностей, які використовуються для опису природних фрак талів, найбільш придатною виявилась фрактальна розмірність Dp/s, що описує форму кластерів деформаційного рельєфу через відношення периметру кластерів до їх площі.

Вплив режимів навантажування на еволюцію параметрів деформаційного рельєфу при циклічному навантажуванні

Умовою практичної реалізації методу неруйнівного контролю є чутливість діагностичних параметрів до основних характеристик умов навантажування. Циклічне навантажування елементів авіаційних конструкцій характеризується дією напружень різної амплітуди, асиметрії, послідовності.

Результати випробувань зразків з концентратором напружень у вигляді центрального отвору при різних значеннях максимального напруження віднульвого циклу навантажування осьовим розтягом вказує на чутливість параметру пошкодження D до максимального напруження циклу (рис.1).

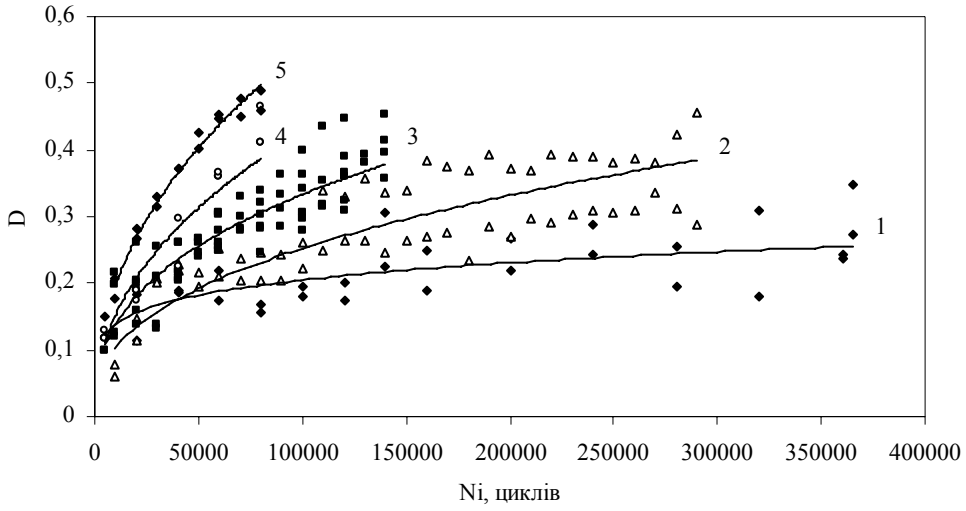


Рис. 1. Залежність параметру D від максимального напруження циклу: 1) σ_{max}=76,9МПа; 2) σ_{max}=81,7МПа; 3) σ_{max}=96,2МПа; 4) σ_{max}=115,4 МПа; 5) σ_{max}=134,6 МПа

Вплив максимального напруження циклу навантажування підтверджується результатом множинного кореляційного аналізу. Параметр D виявляється залежним як від кількості циклів навантажування, так і від рівня напружень.

Відповідне регресійне рівняння, отримане по даним, які представлені вище, має вигляд:

$$D = -0{,}182826 + 0{,}00000319831\ N_i + 0{,}00287212\ \sigma_{max},$$

де D - параметр пошкодження; N_i – кількість циклів навантажування; σ_{max} – максимальне напруження циклу навантажування.

Вплив максимального напруження циклу на розвиток деформаційного рельєфу доведено також при випробуваннях в умовах консольного згину. При цьому, в якості додаткового діагностичного параметру використовувалась фрактальна розмірність кластерів деформаційного рельєфу.

Як показали проведені експерименти, параметри деформаційного рельєфу – параметр пошкодження D і фрактальна розмірність D p/s, є чутливими і до асиметрії циклу навантажування, а також до зміни напружень при програмних випробуваннях.

Сенсор втомного пошкодження

Сенсор втоми, діагностичними параметрами якого є параметри деформаційного рельєфу, може бути закріплений на конструктивному елементі і визначати як локальне пошкодження певної зони, так і інтегральне пошкодження конструкції в цілому.

Аналіз умов навантажування сучасних літаків і даних про розвиток деформаційного рельєфу, вказує на те, що рівень напружень в елементах конструкцій не завжди відповідає тим, що забезпечують формування деформаційного рельєфу.

У зв'язку з цим, доцільним є визначення можливості підвищення рівня деформації в сенсорі втоми.

Розроблено конструкцію сенсору втоми з ефектом помноження деформації, в якому відносна деформація контрольної ділянки сенсору, тобто зони оптичного моніторингу визначається навантаженням елемента конструкції, до якого кріпиться сенсор і геометрією сенсору. Необхідний перерозподіл деформацій обумовлений різницею жорсткостей перерізів при такій загальній деформації зразку, яка відповідає деформації елемента конструкції.

Локальне підвищення деформації може бути досягнуто використанням концентраторів напружень, зокрема, отворів, в робочій частині сенсору. Для визначення місця розташування використано попередній досвід розробки відповідних пристроїв. В роботі [3] було показано, що індикатори втомного пошкодження на літаках Ан-24 і Ан-26 можуть бути встановлені в зоні заднього лонжерона і закріплюватись за допомогою болтів по отворах кріплення до лонжерону нижньої технологічної панелі. При цьому необхідна заміна основних болтів на подовжені. Отже, геометрія зразків-свідків визначається конструктивними особливостями вузлів літака, на яких вони встановлюються.

Застосування методу кінцевих елементів для оптимізації чутливості сенсору втомного пошкодження

Спектр експлуатаційних навантажувань є досить широким. В зв'язку з цим при застосуванні сенсорів втоми можуть виникати два види проблем: а) підсилення деформації при застосуванні сенсору недостатнє для урахування всіх діючих навантажувань, тобто, не усі експлуатаційні навантажування залишають «слід» на поверхні у вигляді відповідних деформаційних структур; б) деякі навантажування, внаслідок їх надлишкового підсилення, викликають залишкові деформації сенсору, що призводить до втрати його функцій.

Для запобігання зазначених проблем необхідна обґрунтована оптимізація чутливості зразків-свідків, яка досягається певною їх геометрією, що може бути виконано за допомогою методу кінцевих елементів (МКЕ).

Крім того, метод кінцевих елементів дозволяє вирішити складності розрахунку сумісної роботи плакуючого шару і основного несучого матеріалу.

Результати моніторингу параметрів деформаційного рельєфу в процесі циклічного навантажування

Проведені втомні випробування підтвердили можливість і доцільність застосування сенсорів з ефектом помноження деформації для моніторингу втомного пошкодження елементів авіаційних конструкцій.

На рис. 2 представлено дані про еволюцію деформаційного рельєфу поверхні сенсорів різної геометрії. Максимальне напруження віднульового циклу навантажування в конструктивному елементі становило σ_{max}=157 МПа. Коефіцієнт асиметрії циклу навантажування R=0. Частота навантажування 11Гц.

В сенсорі 1 (крива 1) максимальне локальне напруження становило 280,0 МПа, в сенсорі 2 (крива 2) максимальне локальне напруження становило 240,0 МПа. Обидва сенсори забезпечили появу деформаційного рельєфу к моменту виконання першого контролю стану поверхні після 20 тис. циклів навантажування. Зв'язок параметру пошкодження з кількістю циклів навантажування може бути описаний логарифмічною функцією, тобто таким саме чином, як і при прямому моніторингу деформаційного рельєфу плакованих алюмінієвих сплавів.

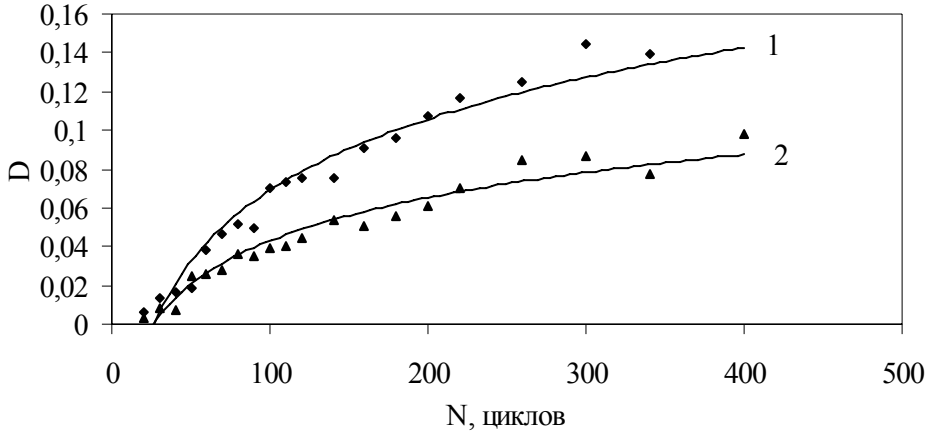


Рис. 2. Еволюція параметру пошкодження D зразків-свідків різної чутливості: 1) максимальне напруження в сенсорі 280,0 МПа; 2) максимальне напруження в сенсорі 240,0 МПа.

Проведені експерименти довели також можливість визначення співвідношення між пошкодженням сенсору і конструктивного елементу, на якому він встановлюється.

Висновки

Деформаційний рельєф, який формується на поверхні плакованих алюмінієм конструкційних сплавів, є показником їх втомного пошкодження. Аналіз пошкодження можна виконувати як безпосереднім оптичним контролем стану поверхні елементів конструкцій, так і спостереженням поверхні сенсорів втоми. Кількісна оцінка пошкодження може виконуватися по параметрам насиченості поверхні ознаками деформаційного рельєфу і фрактальним розмірностям кластерів рельєфу.

Список літератури

1. *Карускевич М. В.* Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа / М. В. Карускевич, Т. П. Маслак, Е. Ю. Корчук [и др.] // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С. 128–135.

2. *Игнатович С. Р.* Методика бесконтактной регистрации поверхностного рельефа объектов в трехмерном нанометрическом диапазоне / С. Р. Игнатович, И. М. Закиев, В. И. Закиев // Авиационно-космическая техника и технология. –Харьков. ХАИ. – 2005. – С. 46 – 49.

3. *Клейнхоф М.А., Павелко В.П., Павелко И.В., Тимошенко Ю.М.* Індикатор втомних тріщин в авіаконструкціях з множинними концентраторами напружень. Авіа-2001. Вид. НАУ. Том 1. – С. 03.49 – 03.52.

УДК: 620.179.1

Т.П. Маслак, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна);
І.М. Журавель, кандидат технічних наук,
(Фізико-механічний інститут ім. Г.В. Карпенка НАН України, Україна)

ФРАКТАЛЬНІ МОДЕЛІ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ

В статті представлено результати дослідження деформаційного рельєфу поверхні полікристалічного алюмінію на різних масштабних рівнях. Показана фрактальність кластерів рельєфу на мезорівні при дослідженні його металографічних зображень поверхні та на мікрорівні при дослідженні його дислокаційної структури. Визначено ряд фрактальних розмірностей, які можуть бути кількісними характеристиками накопиченого втомного пошкодження конструкційного алюмінієвого сплаву.

Вступ

Одним з шляхів моніторингу накопиченого втомного пошкодження елементів авіаційних конструкцій є оптичний контроль стану поверхні та кількісна оцінка параметрів деформаційного рельєфу [1, 2], який формується і розвивається в результаті дії циклічного навантаження на поверхні плакуючого шару. Перевагою оптичної діагностики є можливість безпосереднього спостереження ознак накопиченого пошкодження, відсутність пристроїв перетворювання інформації і відповідних додаткових похибок, можливість використання досвіду оператору для первинного аналізу і фільтрації візуальної інформації.

Діагностичними кількісними параметрами при оцінці втомного пошкодження можуть бути: щільність смуг ковзання при спостереженні за поверхнею монокристалів, насиченість поверхні ознаками локалізованої деформації, яку визначає параметр пошкодження D, параметри шорсткості поверхні.

Крім того, припущення про фрактальну природу деформаційного рельєфу дозволяє використовувати для його аналізу апарат фрактальної геометрії [2].

Сучасні підходи до вивчення процесів деформування і накопичення втомного пошкодження базуються на багаторівневому аналізі структурних перетворень.

Метою представленої роботи є доказ фрактальної природи деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінію шляхом дослідження його структури на різних масштабних рівнях структуроутворення і визначення фрактальних розмірностей, які можуть бути застосовані для моніторингу втомного пошкодження.

Фрактальність оптичних зображень кластерів деформаційного рельєфу полікристалічного алюмінію

Деформаційний рельєф, який досліджується в роботі – об'ємна структура, що утворюється і розвивається під дією циклічного навантажування на поверхні плакуючого шару алюмінієвого конструкційного сплаву Д16АТ.

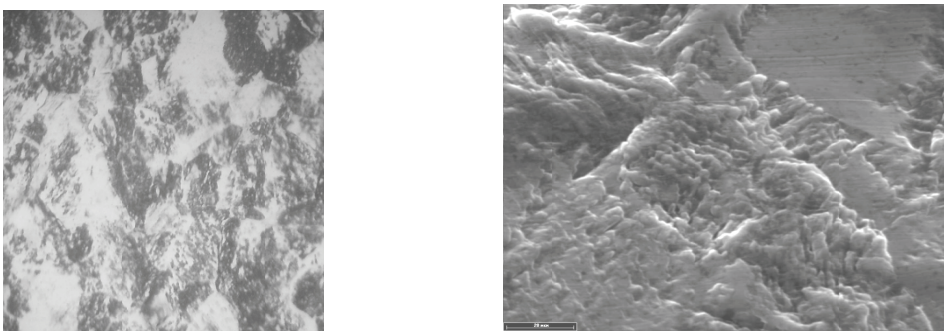
Як видно з фотографій деформаційного рельєфу, отриманих за допомогою оптичного металографічного (рис. 1, а) і сканувального електронного мікроскопів (рис. 1, б), кластери рельєфу, які являють собою результат формування екструзій та інтрузій, мають нерегулярний характер. Це не дозволяє описати їх форму методами традиційної геометрії.

За характером формування деформаційний рельєф є самоорганізованою нерегулярною структурою. Поряд з його візуальними ознаками самоподібності це дає підстави вважати, що деформаційний рельєф є природнім фракталом.

В матеріалознавстві для опису елементів мікроструктури традиційно використовується евклідова розмірність d, яка може приймати чотири значення: $d = 0$ для точкових дефектів (вакансії, міжвузлеві атоми); $d = 1$ для лінійних дефектів (дислокації); $d = 2$ для планарних дефектів (двійники, межі зерна і т.п.) і $d = 3$ для трьохмірних утворень в

об’ємі зразка. Евклідові розмірності можуть служити характеристиками симетричних мікроструктур, які нечасто утворюються навіть в матеріалах, отриманих в квазірівновісних умовах, оскільки формування реальної структури обумовлено явищами, далекими від рівновісних. Це вказує на необхідність об’єднання підходів синергетики та теорії фракталів для аналізу дислокаційної структури, тобто визначення її як саморганізованої, у відкритій системі, дисипативної структури, яка являється природнім фракталом [3].

Для природних фракталів існує масштабне обмеження на їх існування, тобто максимальний та мінімальний розмір, при якому вони відповідають критеріям фрактальності, в тому числі дробовій розмірності.



а) б)

Рис. 1. Зображення поверхні деформаційного рельєфу, отримані за допомогою: а) оптичного мікроскопу (х 350); б) сканувального електронного мікроскопу (х 2000)

Класичним методом для визначення фрактальної розмірності являється метод “box-counting” або ж клітинний метод, який полягає у накладенні сітки комірок різних розмірів на фрактальні об’єкти. Лінійність залежності кількості комірок від їх розмірів вказує на фрактальність стуктури, що формується внаслідок дії циклічного навантажування на поверхні плакуючого шару конструкційних алюмінієвих сплавів.

По графіку залежності кількості комірок від їх розмірів визначається фрактальна розмірність.

Розроблене програмне забезпечення [2] дозволяє визначати ряд фрактальних розмірностей: фрактальну розмірність контурів кластерів деформаційного рельєфу, або розмірність по периметру Dp, фрактальну розмірність площі кластерів Ds та розмірність Dp/s, яка визначається по відношенню периметра до площі. Всі значення розмірностей знаходяться в діапазоні між 1 та 2. Як приклад, на рис. 2. показано результати дослідження еволюції параметра пошкодження D та фрактальних розмірностей в процесі циклічного навантажування, де N, % - відносна кількість циклів (σ_{max}=173,2 МПа, R=0).

З представлених залежностей видно, що кількісні параметри монотонно змінюються в процесі циклічного навантажування, мають певні стадії і це дає можливість розглядати їх як характеристики накопиченого втомного пошкодження.

Втім, описані вище методики визначення фрактальних розмірностей мають і недоліки. Визначення границь фрактальних структур на металографічному зображенні вимагає постійної корекції рівня інтенсивності зображення, що вносить додаткові похибки при визначенні фрактальної розмірності. Авторами роботи [4] розроблено метод визначення фрактальної розмірності на основі тривимірного представлення зображення, який дозволяє уникати проблеми процесу порогової обробки оптичних зображень поверхні для виділення дефектних структур. У цьому випадку вхідними даними для визначення фрактальної розмірності є безпосередньо напівтонові зображення досліджуваного об’єкту.

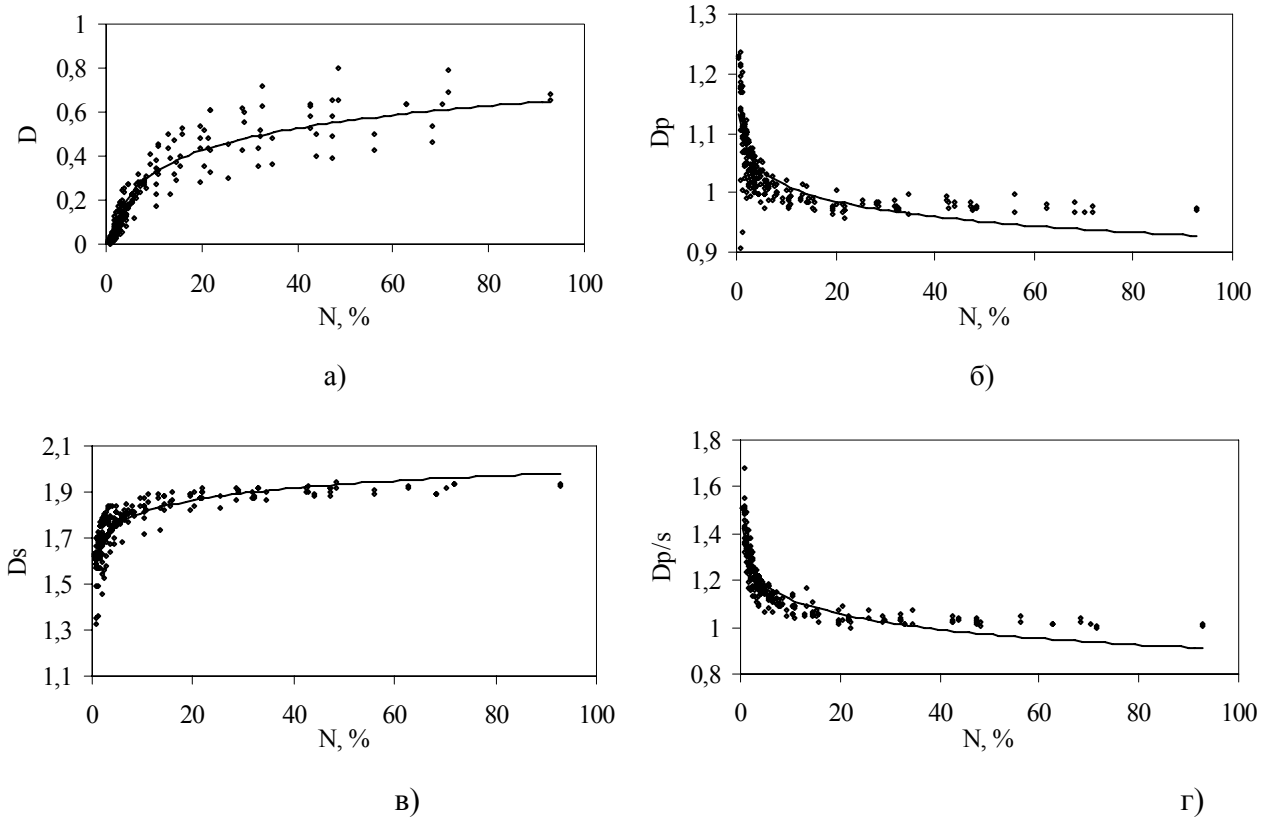


Рис. 2. Еволюція кількісних параметрів деформаційного рельєфу в процесі циклічного навантажування: а) еволюція параметра пошкодження; б) еволюція фрактальної розмірності контурів кластерів; в) еволюція фрактальної розмірності площі кластерів, г) еволюція фрактальної розмірності визначеної по відношенню периметра до площі

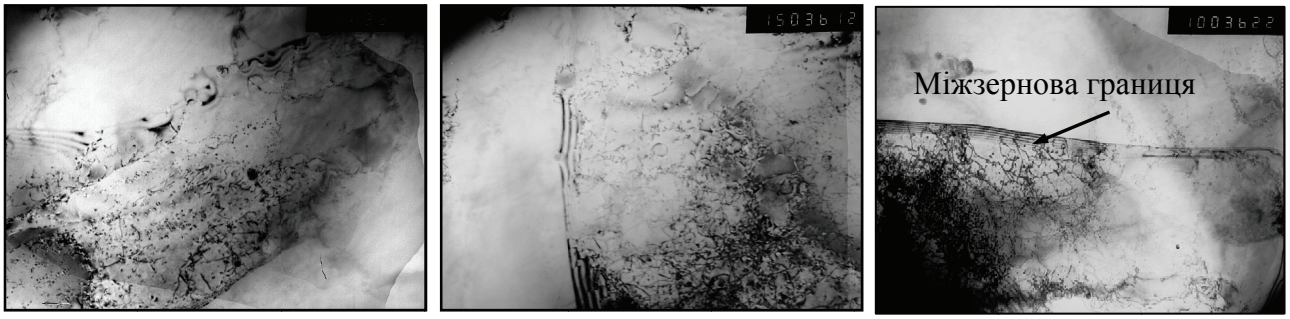
Отже, деформаційний рельєф полікристалічного алюмінію являється природнім нерегулярним фракталом. Розроблені методи дають можливість визначати ряд фрактальних розмірностей: фрактальну розмірність контурів кластерів деформаційного рельєфу *Dp*, фрактальну розмірність, яка визначається по площі кластерів *Ds,* фрактальну розмірність по відношенню периметра до площі *Dp/s,* фрактальну розмірность на основі тривимірного представлення зображення.

Фрактальність дислокаційної структури

В результаті дослідження оптичних зображень деформаційного рельєфу доведено, що на мезорівні він виявив ознаки природнього фракталу з дробовою розмірністю. Для дослідження природи рельєфу на мікрорівні проведено аналіз його дислокаційної структури.

В результаті трансмісійного електронно-мікроскопічного дослідження, виконаного на мікроскопі JEM-200 CX (фірми JEOL) при прискорюючій напрузі 200 кВ було отримано фотографії дислокаційних структур, які утворюються поблизу вільної поверхні плакуючого шару при циклічному деформуванні. Особливістю отриманих зображень є одночасна наявність різноманітних видів дислокаційних структур в локальних об’ємах. Це вказує на те, що циклічне напрацювання, після якого матеріал досліджувався, відповідало певній точці біфуркації, тобто моменту співіснування різних стадій втоми. Так, на рис. 3 хаотичні розподілення дислокацій у внутрішньому об’ємі зерен і всередині смугових структур (рис. 3,а та 3,б), рівномірні внутрішньозернові розподілення у вигляді клубково-коміркових структур (рис. 3,в). Зображення дислокаційної структури отримані при збільшенні мікроскопа в 7300-15000 разів.

Для перевірки фрактальності дислокаційних структур поверхневого шару, також, як і при аналізі морфології поверхні плакованого сплаву Д16АТ застосовано стандартний метод “box-counting” для визначення фрактальної розмірності.



а) б) в)

Рис. 3. Хаотичне розподілення дислокацій: а) в середині смугових структур; б) у внутрішньому об’ємі зерна; в) рівномірні внутрішньозернові розподілення у вигляді клубково-коміркових структур.

Аналогічно до методики визначення фрактальної розмірності контурів кластерів визначено і розмірність хаотичного розподілення дислокацій в об’ємі зерна. Фрактальна розмірність хаотичної дислокаційної структури D=1,03.

Крім того, було отримано значення фрактальних розмірностей для інших ділянок розподілення дислокацій. Як виявилось, всі значення фрактальних розмірностей дислокаційних ліній в хаотичному та протяжному розподіленнях дислокацій відрізняються від одиниці, що вказує на їх фрактальність, в той же час, отримані значення фрактальної розмірності Dp близькі за значеннями, які дорівнюють 1,03 – 1,09; що вказує на те, що зазначені структури можна віднести до стадії рівномірного розподілення дислокацій, яка передує стадії скупчення у вигляді клубків.

Таким чином, застосування методу трансмісійної (просвічуючої) електронної мікроскопії для дослідження дислокаційної структури поверхневого шару сплаву Д16АТ на мікрорівні показало, що дислокаційна структура матеріалу, який формує деформаційний рельєф також має фрактальну природу.

Висновки

Дослідження деформаційного рельєфу на мікрорівні, зокрема, дослідження його дислокаційної структури засобами електронної мікроскопії, а також на мезорівні за допомогою оптичної мікроскопії з використанням фрактального аналізу зображень, відповідно до розроблених методик довело фрактальну природу деформаційного рельєфу. Це визначає можливість і доцільність застосування методів фрактальної геометрії при аналізі втомного пошкодження конструкційного алюмінієвого сплаву Д16АТ по деформаційному рельєфу поверхні.

Список літератури

1. Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М. та інш. Моніторинг втоми конструкційних алюмінієвих сплавів // Вісник НАУ. – 2004, - №1 - С. 88-92

2. *Карускевич М. В., Маслак Т. П., Корчук Е. Ю., Якушенко А.С.* Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С.128–135.

3. *Иванова В.С., Баланкин А.С., Бунин И.Ж., Оксогоев А.А*. Синергетика и фракталы в материаловедении. – М. : Наука. – 1994. – 384 с.

4. *І.М. Журавель, Р.А. Воробель*. Обчислення фрактальних розмірностей з використанням поверхневого інтегралу // Відбір і обробка інформації, 2007. – Вип. 26(102), С.95-98.

УДК: 539.3+539.4

Л.Х. Талыблы, доктор физико-математических наук, профессор,
(Национальная Академия Авиации, Азербайджан)

ОБ ОДНОМ КРИТЕРИИ НЕСТАЦИОНАРНО ЦИКЛИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ ТЕЛ, УЧИТЫВАЮЩЕМ НАЛИЧИЕ ИНКУБАЦИОННОГО ПЕРИОДА РАЗРУШЕНИЯ

Построен функционал нестационарно циклической усталости тел при предположении о том, что процесс разрушения по времени происходит после процесса деформирования. Выведены условия поврежденности, определяющее число нестационарных циклов нагружения, при котором в теле возникает повреждение и циклической усталости, позволяющее находить нестационарное число циклов нагружения до разрушения.

Под усталостью или циклической долговечностью здесь понимается нарушение сплошности тела в результате возникновения и накопления в нем повреждений при циклическом изменении пластической деформации. Критерий усталостного разрушения представленный в [1] имеет место в случае, когда процессы циклического деформирования и циклического разрушения начинаются одновременно. В ряде случаев экспериментальные исследования, проведенные с использованием методов инфракрасной спектроскопии и акустической эмиссии показали, что процесс накопления повреждений начинается спустя некоторое инкубационное время или число циклов нагружения после начала процесса деформирования. Инкубационный период существенно зависит от амплитуды напряжений и температуры и соизмерим с периодом до разрушения [2,3]. Этот факт требует вывода новых соотношений длительной прочности и циклической усталости. С учетом выше отмеченного, в [4] разработаны теории деформирования и длительной прочности вязкоупругих тел при произвольных во времени нагружениях. Эти теории также применимы к вязкоупругопластическим телам при монотонных нагружениях.

Будем использовать концепцию накопления циклических поврежденностей. Пусть из решения краевой задачи теории пластичности в каждой точке $x=(x_1,x_2,x_3)$ тела при любом n-м цикле в общем случае циклического нагружения известны $\sigma_{ij}(x,n)$ $(i,j=1,2,3)$– наибольшие разности максимального и минимального значений компонентов тензора напряжений. Кроме того, пусть задано поле температуры $T(x,n)$ в n-м цикле, которое считаем монотонным относительно n. В дальнейших записях аргумента x опустим. Интенсивность $\sigma_t(n)$ компонентов $\sigma_{ij}(n)$ будет: $\sigma_t(n)=\left(\frac{3}{2}s_{ij}(n)s_{ij}(n)\right)^{1/2}$, где $s_{ij}(n)=\sigma_{ij}(n)-\sigma(n)\delta_{ij}$, $\sigma(n)=\sigma_{ij}(n)\delta_{ij}/3$, δ_{ij}– символы Кронекера. Имеем: $0\le n\le N_*$, где N_* есть искомое число нестационарных циклов нагружения при произвольном изменении интенсивности σ_i от n, т.е. при $\sigma_t=\sigma_t(n)\ne const$. Пусть теперь степень поврежденности в случае нестационарных циклических нагружениях характеризуется величиной $\Pi(n)$. С учетом нормировки принимаем: $0\le\Pi(n)\le 1$. При сохранении начального естественного состояния тела $\Pi(n)=0$. Кроме того, предполагаем, что $\Pi(n)=0$ при инкубационных числах циклов нагружения $0\le n\le N'$, где $N'=N'(x_\alpha)$– искомое число нестационарных циклов нагружения до повреждения точек (x_α) тела при произвольной зависимости $\sigma_t=\sigma_t(n)\ne const$ и монотонной температуре $T=T(n)$. При числах циклов нагружения $N'\le k\le N_*$ величина Π однозначно определяется параметрами $\sigma_t(n)$, $T(n)$, причем она является функционалом, непрерывным относительно $\sigma_t(n)$, $T(n)$. В случае $0\le\Pi<1$, что

имеет место в интервале $0 \le n < N_*$, состояние тело прочно. Разрушение точек (x_α) тела происходит при числах нагружения $N_*(x_\alpha)$ для которого $\Pi(N_*) = 1$.

Рассмотрим функционал вида

$$\Pi(n) = H(n - N')\left[\varphi_1(\sigma_t(n), T(n)) + \int_0^n M(n-k)\varphi_2(\sigma_t(k), T(k))dk\right], \qquad (1)$$

где $H(n)$– единичная функция Хевисайда, которая здесь используется с целью исключение отрицательной части функционала (1). Число N' определяется из условия $\Pi(N') = 0$:

$$\varphi_1(\sigma_t(N'), T(N')) + \int_0^{N'} M(N' - k)\varphi_2(\sigma_t(k), T(k))dk = 0. \qquad (2)$$

При условии

$$\lim_{\sigma_t \to 0, T = T^0} \varphi_2(\sigma_t, T) = 0, \qquad (3)$$

где T^0– начальная температура тела, при которой отсутствуют начальные напряжения и деформации, функционал (2) характеризует повреждаемость, свойства которого приведены выше. Условие (3) диктуется тем свойством Π, что $\Pi = 0$ при сохранении начального естественного состояния тела. При этом соотношение (2) определяет число нестационарных циклов нагружения N' с которого начинается процесс накопления повреждений при наличии σ_t, T. Назовем условие (2) условием циклической поврежденности. Число нестационарных циклов нагружения N_* находится из (1) при условии $\Pi(N_*) = 1$:

$$\varphi_1(\sigma_t(N_*), T(N_*)) + \int_0^{N*} M(N_* - k)\varphi_k(\sigma_t(k), T(k))dk = 1. \qquad (4)$$

Соотношение (4) является условием циклической усталости или циклической долговечности при заданных σ_t и T.

Определим теперь функции φ_1, φ_2 и M. Предполагаются, что они являются характеристическими функциями материала. Поэтому, при их определении можно использовать результаты экспериментов, которые представлены соотношениями [3]: $N_1 = N_1(\sigma_0, T_0)$, $N_0 = N_0(\sigma_0, T_0)$, где $T_0 = const$, $\sigma_0 = const$. Величина σ_0 есть удвоенная амплитуда напряжений в случае циклических нагружений по закону симметричных циклов по напряжениям, N_1 и N_0– экспериментально определяемые характеристические функции материала: N_1– число стационарных циклов нагружения, предшествующему процессу повреждения, N_0– число стационарных циклов до разрушения при различных постоянных σ_0 и T_0. Из соотношений (2) и (4) при постоянных σ_0 и T_0 (в этом случае $N' \to N_1$, $N_* \to N_0$) определим функций φ_1 и φ_2:

$$\varphi_1(\sigma_0, T_0) = -\frac{\int_0^{N_1} M(\xi)d\xi}{\int_{N_1}^{N_0} M(\xi)d\xi}, \qquad \varphi_2(\sigma_0, T_0) = \frac{1}{\int_{N_1}^{N_0} M(\xi)d\xi}. \qquad (5)$$

Как видим, φ_1 и φ_2 связаны с функциями N_0, N_1 и M. Свойства функций N_i $(i = 0,1)$ таковы: $N_i(\sigma, T) > 0$, $\partial N_i / \partial \sigma < 0$, $\partial N_i / \partial T < 0$. При этом выбор функции $M(n)$ диктуется выполнением условия (3). Применим теорему о среднем к интегралу во второй формуле (5). Получим

$$\varphi_2(\sigma_0, T_0) = \{N_0(\sigma_0, T)[1 - A(\sigma_0.T_0)]M(\theta N_0(\sigma_0, T_0))\}^{-1},$$

где $0 \le \theta \le 1$, $A(\sigma_0, T_0) = N_1(\sigma_0, T_0) / N_0(\sigma_0, T_0)$, $0 \le A(\sigma_0, T_0) < 1$.

Из полученного соотношения с учетом $M(n)>0$ следует, что условие (3) будет выполнено, если $M(n)$ будет иметь порядок n^m, где $m>-1$. Исходя из этого, примем: $M(n)=M_0 n^m$, где $M_0=const>0$, $m=const>-1$. С учетом этой формулы для $M(n)$ из соотношений (5) определим φ_1 и φ_2. После замены σ_0 на $\sigma_t(n)$, T_0 на $T(n)$ в полученных выражениях для φ_1 и φ_2, преобразуем функционал (1) к виду:

$$\Pi(n)=H(n-N')\left[-\frac{N_1^{1+m}(\sigma_t(n),T(n))}{N_0^{1+m}(\sigma_t(n),T(n))-N_1^{1+m}(\sigma_t(n),T(n))}+\right.$$
$$\left.+(1+m)\int_0^n\frac{(n-k)^m\,dk}{N_0^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))-N_1^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))}\right]. \qquad (6)$$

Условия (2) и (4) имеют вид:

$$\frac{N_1^{1+m}(\sigma_t(N'),T(N'))}{N_0^{1+m}(\sigma_t(N'),T(N'))-N_1^{1+m}(\sigma_t(N'),T(N'))}=(1+m)\int_0^{N'}\frac{(N'-k)^m\,dk}{N_1^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))-N_1^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))}, \qquad (7)$$

$$\frac{N_0^{1+m}(\sigma_t(N_*),T(N_*))}{N_0^{1+m}(\sigma_t(N_*),T(N_*))-N_1^{1+m}(\sigma_t(N_*),T(N_*))}=(1+m)\int_0^{N_*}\frac{(N_*-k)^m\,dk}{N_1^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))-N_1^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))}, \qquad (8)$$

Определим неизвестную константу m. При $\sigma_t=\sigma_0=const$, $T=T_0=const$ из (6) следует $(N_*\to N_0,\ N'\to N_1,\ \Pi\to\Pi_0)$:

$$\Pi_0(\sigma_0,T_0,n)=H(n-N_1(\sigma_0,T_0))\frac{n^{1+m}-N_1^{1+m}(\sigma_0,T_0)}{N_0^{1+m}(\sigma_0,T_0)-N_1^{1+m}(\sigma_0,T_0)}. \qquad (9)$$

Соотношение (9) является уравнением экспериментальных кривых накопления повреждений в зависимости от числа стационарных циклов нагружения n при $\sigma_0=const$, $T_0=const$. Пусть такие кривые известны из опыта. При этом (9) служит для определения константы m. Величина m может быть определена с использованием результатов других опытов. Например, пусть циклическое нагружение экспериментального образца происходит по следующей программе: $T=T_0=const$, $\sigma_t(n)=n\sigma_0$, где $\sigma_0=const$, заданная удвоенная амплитуда напряжения при первом симметричном цикле. В момент разрушения имеем: $\sigma_t(N_*)=N_*\sigma_0=\sigma_b$, где σ_b есть удвоенная амплитуда напряжения в цикле N_*, которая может быть найдена экспериментально. При этом $N_*=\sigma_b/\sigma_0$. Учтем отмеченное в соотношении (8):

$$\frac{N_0^{1+m}(\sigma_b,T_0)}{N_0^{1+m}(\sigma_b,T_0)-N_1^{1+m}(\sigma_b,T_0)}=(1+m)\int_0^{\sigma_b/\sigma_0}\frac{\left(\frac{\sigma_b}{\sigma_0}-k\right)^m dk}{N_0^{1+m}(k\sigma_0,T_0)-N_1^{1+m}(k\sigma_0,T_0)}.$$

Полученное соотношение также позволяет определить константы m при известных функциях N_0 и N_1.

Соотношение (7) есть условие циклической поврежденности и определяет искомое число нестационарных циклов N' с которого начинается процесс накопления повреждений, соотношение (8)– условие циклической долговечности и определяет искомое число нестационарных циклов N_* до разрушения при произвольной зависимости $\sigma_t\sim n$ и монотонной $T=T(n)$. В случае $N_1(\sigma_t,T)/N_0(\sigma_t,T)\equiv A=const$, а также в случае $N_1\equiv 0$ условие (8) дает один и тот же результат, который совпадает с условием усталости, представленным в [1].

$$(1+m)\int_0^{N_*}\frac{(N_*-k)^m}{N_0^{1+m}(\sigma_t(k),T(k))}=1.$$

При условии $N_1 / N_0 = A = const$ условия циклической поврежденности (7) переходит к соотношению

$$(1+m)\int_0^{N'} \frac{(N'-k)^m\, dk}{N_0^{1+m}(\sigma_t(k), T(k))} = A^{1+m},$$

кинетическое уравнение (6)- к соотношению

$$\Pi(n) = \frac{H(n-N')}{1-A^{1+m}}\left\{-A^{1+m} + (1+m)\int_0^{n} \frac{(n-k)^m}{N_0^{1+m}(\sigma_t(k), T(k))}\right\}$$

Теперь используя результаты экспериментов на усталость, которые представлены в [3] для стали марки ЭИ 437 при температуре 1073К, определим функций N_0, N_1 и константы m. Один из вариантов аппроксимации функций N_0 и N_1 может быть следующий:

$$N_i = N_{is} \exp\left[\beta_i\left(1-\frac{\sigma_t}{\sigma_s}\right) + b_i\left(1-\frac{T}{T_s}\right)\right],\ (i = 0,1). \qquad (10)$$

При этом считаем $\sigma_t \neq 0$. Здесь $\beta_0, b_0, \beta_1, b_1$ константы; $\sigma_s = const$-напряжения, $T_s = const$-температура, которые являются параметрами безразмерности, и выбираются из диапазона изменения σ_t и T как наибольшие их значения, N_{0s} и N_{1s}- числа циклов нагружения до разрушения и до зарождения повреждений в экспериментальном образце при $\sigma_t = \sigma_s$, $T = T_s$. За величин σ_s и T_s примем: $\sigma_s = 600$ МПа, $T_s = 1073$К. При этом оказались: $N_{0s} \approx 1{,}4 \cdot 10^9$ цикл, $N_{1s} \approx 4{,}1 \cdot 10^8$ цикл, $\beta_0 \approx 1{,}8$, $\beta_1 \approx 1{,}6$, $m \approx 0{,}64$. Отметим, что согласно формулам для N_0 и N_1, при учете найденных константов, в рассматриваемом случае может быть принято: $N_1 / N_0 \approx 0{,}35$. Обратный пересчет кривых циклической прочности показали стабильное отклонение расчетных данных от экспериментальных, которое составляло около 6%.

Если продолжительность k-го цикла есть $t_k - t_{k-1}$ $(t_0 = 0)$, то время t_* и число циклов N_* до разрушения, а также время t' и число циклов N' до образования в теле повреждений связаны между собой соответственно соотношениями:

$$t_* = \sum_{k=1}^{N*} (t_k - t_{k-1}),\ t' = \sum_{k=1}^{N'} (t_k - t_{k-1}).$$

Наконец заметим, что представленные соотношения усталости учитывают физически важное явление– влияние истории циклического нагружения на циклическую прочность тел.

Выводы

Представлены критерии нестационарно циклической поврежденности и долговечности, которые в общем случае переменных нагружений, позволяют определить соответственно числа нестационарных циклов нагружения до повреждения и до разрушения тел.

Список литературы

1. *Москвитин В.В.* Циклические нагружения элементов конструкций.– М.:"Наука", 1981, 344с.

2. *Гольдман А.Я.* Прогнозирование деформационно–прочностных свойств полимерных и композитных материалов.– Л.: "Химия", 1988, 168с.

3. *Иванова В.С., Рагозин Ю.И., Воробьев Н.А*. Закономерности разрушения металлов при статических и циклических нагрузках/ В кн. Термопластичность материалов и конструктивных элементов вып. 4.– К.: "Наукова думка", 1967, с.277-285.

4. *Талыблы Л.Х.*. К вопросу деформирования и разрушения вязкоупругих тел при наличии температурного поля //Изв. АН СССР Механика твердого тела (МТТ), М., 1990, №2, с.127-139.

УДК: 539.319:621.787

В.Ф. Павлов, В.А. Кирпичёв, доктора технических наук,
В.С. Вакулюк, кандидат технических наук,
А.В. Чирков, ассистент,
(Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Россия)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ РАЗЛИЧНОГО ДИАМЕТРА ИЗ СПЛАВА Д16Т

Исследовано влияние поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов с концентратором различного диаметра из сплава Д16Т. Установлено, что для прогнозирования предела выносливости упрочнённых образцов из сплава Д16Т можно использовать критерий среднеинтегральных остаточных напряжений.

Изучалось влияние поверхностного упрочнения на предел выносливости цилиндрических образцов различного диаметра из сплава Д16Т ($\sigma_в$ = 547 МПа, $\sigma_{0,2}$ = 426 МПа, δ = 14,8%, ψ = 16,5%, S_k =647 МПа). Все образцы были изготовлены из прутков одной плавки диаметром 50 мм. Половина гладких образцов подвергалась гидродробеструйной обработке (ГДО) стальной дробью диаметром 2 мм при давлении масла 0,19 МПа в течение 8 мин. На неупрочнённые и упрочнённые гидродробеструйной обработкой образцы диаметром D_1 = 10, 15, 25, 40 мм наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиуса R = 0,3 мм (рис. 1).

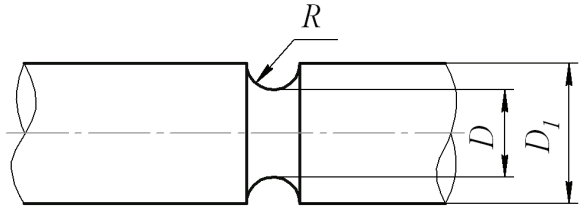


Рис. 1. Цилиндрический образец с надрезом радиуса R

Осевые остаточные напряжения σ_z по толщине поверхностного слоя a в гладких образцах определялись методом колец и полосок [1]. Остаточные напряжения в образцах с надрезом определялись по методике работы [2] суммированием дополнительных напряжений, вызванных перераспределением остаточных усилий гладкого образца в результате нанесения надреза, и исходных остаточных напряжений. Распределение осевых остаточных напряжений толщине поверхностного слоя a гладких образцов и образцов с надрезом представлено на рис. 2. Из приведённых на рис. 2 данных видно, что с увеличением диаметра при упрочнении на одних и тех же режимах гидродробеструйной обработки в гладких образцах наблюдается повышение максимальной величины сжимающих остаточных напряжений и толщины поверхностного слоя с этими напряжениями. В результате при увеличении диаметра повышаются сжимающие остаточные напряжения в наименьшем сечении образцов с надрезом.

Обращает на себя внимание значительная величина сжимающих остаточных напряжений, достигающих при диаметре образца 40 мм на дне надреза -732 МПа, что существенно выше не только предела текучести, но и предела прочности исследуемого сплава Д16Т. В работе [3] показано, что остатчоные напряжения в упрочнённом (наклёпанном) слое могут превышать сопротивление разрыву S_k материала образца (детали) на 15%. В нашем случае этот предел не превышен.

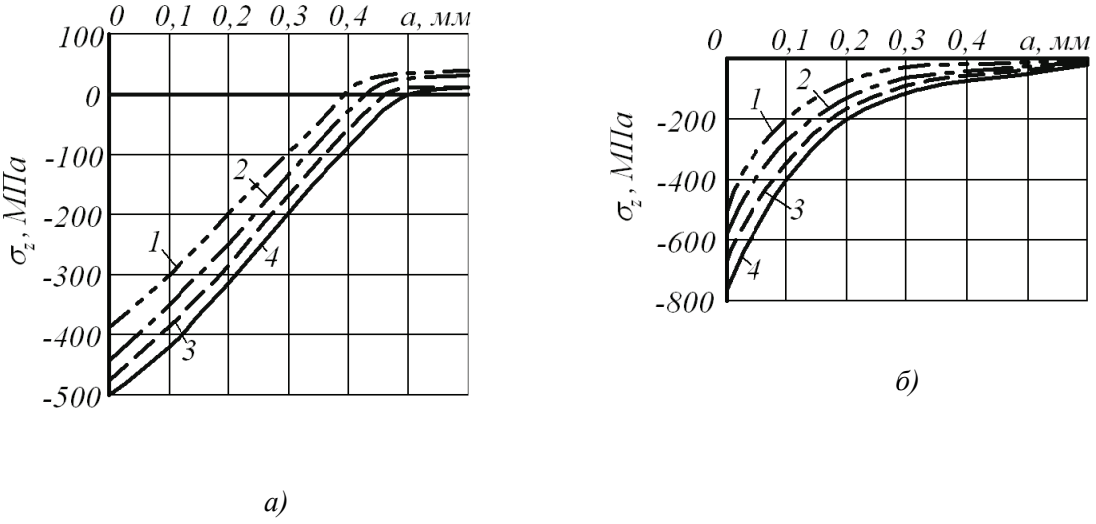


Рис. 2. Остаточные напряжения в гладких образцах (*а*) и в образцах с надрезом (*б*) из сплава Д16Т после ГДО: 1 – D_1 = 10 мм; 2 – D_1 = 15 мм; 3 – D_1 = 25 мм; 4 – D_1 = 40 мм

Испытания образцов диаметром 10 мм и 15 мм на усталость при чистом изгибе в случае симметричного цикла проводились на машине МУИ-6000; диаметром 25 мм и 40 мм – при поперечном изгибе на машине УММ-01 [4]. База испытаний – $10 \cdot 10^6$ циклов нагружения. По результатам испытаний на усталость определялись значения предела выносливости σ_{-1} неупрочнённых и упрочнённых образцов, которые представлены в табл. 1.

Таблица 1 – Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений

Диаметр образцов D_1, мм	Неупрочнённые образцы σ_{-1}, МПа	Упрочнённые образцы			
		σ_{-1}, МПа	$t_{кр}$, мм	$\overline{\sigma}_{ост}$, МПа	$\overline{\psi}_{\sigma}$
10	102,5	172,5	0,209	-191	0,367
15	85	142,5	0,305	-170	0,338
25	62,5	107,5	0,535	-127	0,354
40	57,5	87,5	0,860	-85	0,352

Оценка влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов при изгибе проводилась по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\overline{\sigma}_{ост}$ [5, 6]

$$\overline{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \qquad (1)$$

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в наименьшем сечении образца; $\xi = a/t_{кр}$ – расстояние от дна надреза до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$; $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе образца (детали) на пределе выносливости.

Приращение предела выносливости $\Delta\sigma_{-1}$ упрочнённых образцов вычислялось по формуле

$$\Delta\sigma_{-1} = \overline{\psi}_{\sigma}\left|\overline{\sigma}_{ост}\right|, \qquad (2)$$

где $\overline{\psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния остаточных напряжений на предел выносливости по разрушению.

Выстоявшие базу испытаний упрочнённые образцы при напряжении, равном пределу выносливости, были доведены до разрушения при статическом нагружении в случае растяжения или при циклическом нагружении под действием напряжений, бóльших предела выносливости. Во всех упрочнённых образцах были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости, измеренная глубина $t_{кр}$ которых приведена в табл. 1. В качестве примера дна рис. 3 представлена фотография фрагмента излома упрочнённого образца диаметром 15 мм, на которой чётко видна нераспространяющаяся трещина 2.

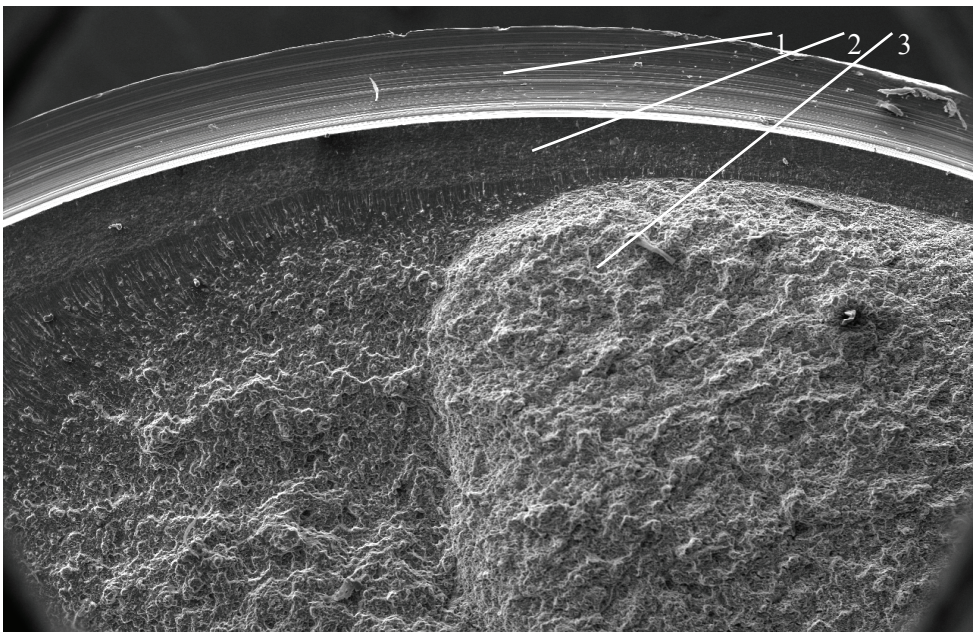


Рис. 3. Фрагмент излома упрочнённого образца диаметром 15 мм:
1 – надрез, 2 – нераспространяющаяся трещина, 3 – зона долома

Результаты измерения показывают, что критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости $t_{кр}$ зависит от диаметра D наименьшего сечения образца и удовлетворяет установленному в работе [6] соотношению

$$t_{кр} = 0{,}0216\,D\,. \qquad (3)$$

По толщине поверхностного слоя a наименьшего поперечного сечения упрочнённых дробью образцов, равной глубине $t_{кр}$, по формуле (1) были вычислены среднеинтегральные остаточные напряжения $\overline{\sigma}_{ост}$. Затем по формуле (2) были определены величины коэффициента влияния остаточных напряжений $\overline{\psi}_{\sigma}$ на предел выносливости по критерию $\overline{\sigma}_{ост}$. Значения $\overline{\sigma}_{ост}$ и $\overline{\psi}_{\sigma}$ представлены в табл. 1.

Анализ приведённых в табл. 1 данных показывает, что среднее значение коэффициента $\overline{\psi}_\sigma$ составляет 0,35 и близко к значению $\overline{\psi}_\sigma = 0{,}36$, установленному в [8] для образцов и деталей с такой же степенью концентрации напряжений. Следовательно, для прогнозирования приращения предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) с концентраторами диаметром D из сплава Д16Т представляется возможным воспользоваться зависимостью (2), в которой критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\overline{\sigma}_{ост}$ вычисляется по формуле (1) по толщине поверхностного слоя опасного сечения образца (детали), равной $t_{кр}$ и определяемой зависимостью (3).

Выводы

1. Для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) различного диаметра из сплава Д16Т представляется возможным использовать критерий среднеинтегральных остаточных напряжений.

2. При одной и той же упрочняющей обработке с увеличением диаметра в поверхностном слое образцов из сплава Д16Т увеличиваются сжимающие остаточные напряжения и глубина их залегания.

Список литературы

1. *Иванов С.И.* К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения. – Куйбышев: КуАИ, 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.

2. *Иванов С.И., Шатунов М.П., Павлов В.Ф.* Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – Вып. 1. – С. 88-96.

3. *Радченко В.П., Павлов В.Ф.* К вопросу о наибольшей величине остаточных напряжений в упрочнённых деталях // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Материалы докладов МНТК 24-26 июня 2009 г. – Ч. 1. – Самара: СГАУ, 2009. – С. 251-252.

4. *Филатов Э.Я., Павловский В.Э.* Универсальный комплекс машин для испытания материалов и конструкций на усталость. – Киев: Наукова Думка, 1985. – 92 с.

5. *Павлов В. Ф.* О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.

6. Павлов В.Ф. Влияние характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя детали на сопротивление усталости // Известия вузов. Машиностроение. – 1987. – №7. – С. 3-6.

7. *Павлов В.Ф.* Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали // Известия вузов. Машиностроение. – 1988. – №8. – С. 22-26.

8. *Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Иванов В. Б.* Остаточные напряжения и сопротивление усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 64 с.

UDC 620.179.16:62-799

V. Pavelko, I. Ozolinsh, S. Kuznetsov, I. Pavelko
(Aviation Institute of Riga Technical University, Latvia)

ELECTROMECHANICAL IMPEDANCE FOR STRUCTURAL HEALTH MONITORING

Some problems of the electromechanical impedance method for structural health monitoring of aircraft are analyzed. The effect of structural damage to dynamic properties of a structure and piezoceramics transducer is considered. 1-D partial model of constrained PZT is developed and is given its generalization for any kinds of structural element. The example of model application for effect of crack estimation to dynamics properties and the EMI is presented.

1. Introduction

Concept of impedance is well known as a parameter of complex resistance. Impedance is a measure of some structure or material resistance when it is subjected by a given forced action. The are different specific types of impedance (mechanical, acoustic, electrical). If some system includes two of more different physical object, then its resistance is called as combined.

In ultrasound nondestructive inspection the concept of electromechanical impedance was used primary in [1-3]. Since this time the electromechanical impedance (EMI) several authors used the EMI method for structural health monitoring, by comparing the impedance method was used efficiently for damage detecting in different kinds of structure [4-10 and other.]. Many examples of application of EMI method can find in fundamental monographs [11,12]. The effect of structural damage is associated with the changes of dynamic properties of a structure and can be effectively defined at ultrasonic frequencies by identification of EMI of system 'sensor-structural element'. Many ways of the EMI interpretation were proposed. One of the most perspective is mathematical simulation of mechanical impedance of structural element. The simple models of the EMI were developed and used for some applications [11-14]. The some new results of EMI using are discussed in this paper.

2. The electromechanical impedance of constrained transducer

If the ultrasound transducer is constrained, the EMI of a system differs from this one in free state. Because the typical damages (crack, corrosion) change the local stiffness of structural element, the EMI of transducer also changes itself.

The 1-D model of constrained piezoceramics transducer (PZT) was developed and described in [13,14]. The simplest type of constrained transducer is shown in Figure 1.

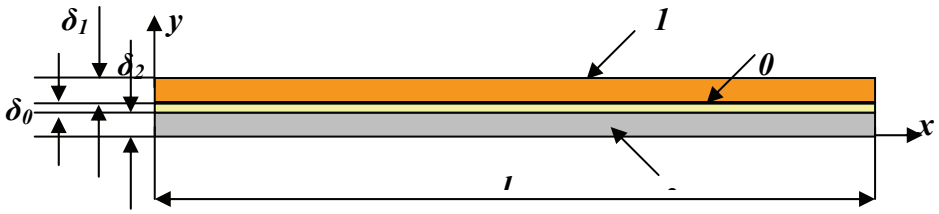


Figure 1. Piezoceramics transducer ***1*** , structural element ***2***, and glue layer ***0***

System of differential equations for the one-dimensional model of elastic wave propagation is:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial^2 u_1}{\partial t^2} = c_{1(1)}^2 \dfrac{\partial^2 u_1}{\partial x^2} - \dfrac{c_{1(1)}^2 b_1}{(1+\nu_1)\delta_1 A_1} \dfrac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2 D_0}(u_1 - u_2) \\ \dfrac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} = c_{1(2)}^2 \dfrac{\partial^2 u_2}{\partial x^2} + \dfrac{c_{1(2)}^2 b_2}{(1+\nu_2)\delta_2 A_2} \dfrac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1 D_0}(u_1 - u_2) \end{cases} \quad (1)$$

where u_i, ρ_i,E_i, G_i, A_i, b_i, δ_i are axial displacement, density, elastic modulus, shear modulus, cross-section area and its width and thickness for each layer (i=0,1,2).
Solution was accepted in a standard form of two harmonic functions of time:

$$u_1(x,t) = U_1(x)e^{i\omega t},\ u_2(x,t) = U_2(x)e^{i\omega t} \tag{2}$$

Finally the theoretical electromechanical impedance Z can be estimated by formula

$$Z = \frac{1}{i\omega C}\left[1 - k_{31}^2\left(1 - \frac{U_1(l) - U_1(0)}{d_{31}E_3}\right)\right] \tag{3}$$

where k_{31} is the electromechanical coupling factor, transverse to electric field, and $C = \varepsilon_{33}^T \frac{b_1 l}{\delta_1}$ is the capacitance of the piezoceramics transducer, ω is the cyclic frequency.
The expression (3) is obtained for some partial electromechanical system, but the similar formula describes EMI for 1-D model of constrained PZT. Significantly that the EMI is defined by the amplitude of PZT elongation. But this one depends from the stiffness of constraints induced by PZT coupling with structural element. It means, if the stiffness of constraints changes the natural frequencies spectra also changes. This effect can be used for damage detection.
The change of signal intensity is second important factor for SHM. The expression (3) shows the EMI for ideal transducer is imagine number. But the damping processes are always in real materials at dynamic loading. Therefore the EMI in this case is complex number. There are as the real as the imagine parts of EMI. It can take to consideration, if to assume the coupling factor, the compliance and the dielectric constant is complex. It means both the real and the imagine parts of EMI can be used for damage detection.
The simple method of this effect estimation was developed. This method uses the effect of natural frequency changing as a result of PZT and structural element coupling. The dynamic properties of both PZT and structural element before coupling are necessary initial data. For example, if M_{ik}, A_{ik} (i=1,2) is generalized mass and displacement of the mode k, then approximately the corresponded natural frequency of the system 'sensor-structural element' can be estimated by formula:

$$\omega^2 = \frac{\omega_{1k}^2 \frac{M_{1k}}{M_{2k}} - \omega_{2k}^2 \frac{A_{1k}}{A_{2k}}}{\frac{M_{1k}}{M_{2k}} - \frac{A_{1k}}{A_{2k}}} \tag{4}$$

As a result the difference $U_1(l) - U_1(0)$ can be estimated.

3. An example of the estimation of a crack effect to EMI

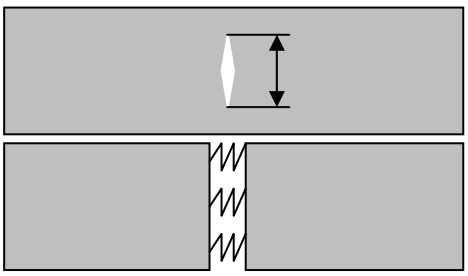


Figure 2. Crack effect

The simple rectangular plate with the central symmetric crack is considered. In the theoretical analysis the effect of a crack is approximately estimated as a function of elastic compliance of a plate (Figure 2) using the energetic approach of fracture mechanics similarly [15,16].
As a result elastic compliance increment is defined by known formula of the linear fracture mechanics

$$\Delta\lambda_i = \frac{2}{Q}\int_s \left[\frac{(1-\nu^2)}{E}\left(K_I^2 + K_{II}^2\right) + \frac{1+\nu}{E}K_{III}^2\right]dS \tag{5}$$

where E is elasticity modules of structural element material, Q is axial force.

In the numerical analysis the sizes of a plate and a condition of its supporting have been accepted the same ones as in experiment: 1x80x200мм, material of a plate is the aluminum alloy 2024-T3. There was accepted that along the short edges the plate was motionlessly fixed, and the longitudinal parties are free from external forces and constrains. The longitudinal free oscillations of such structure were analyzed. The Figure 3 illustrates some results of the analysis. Plot of natural frequencies as a function of the crack length is shown. For modes of oscillation at which the line of the mode coincides with an axis of a crack, frequency of natural oscillation does not vary. For symmetric modes the increase in length of a crack causes decrease in frequency of natural oscillation.

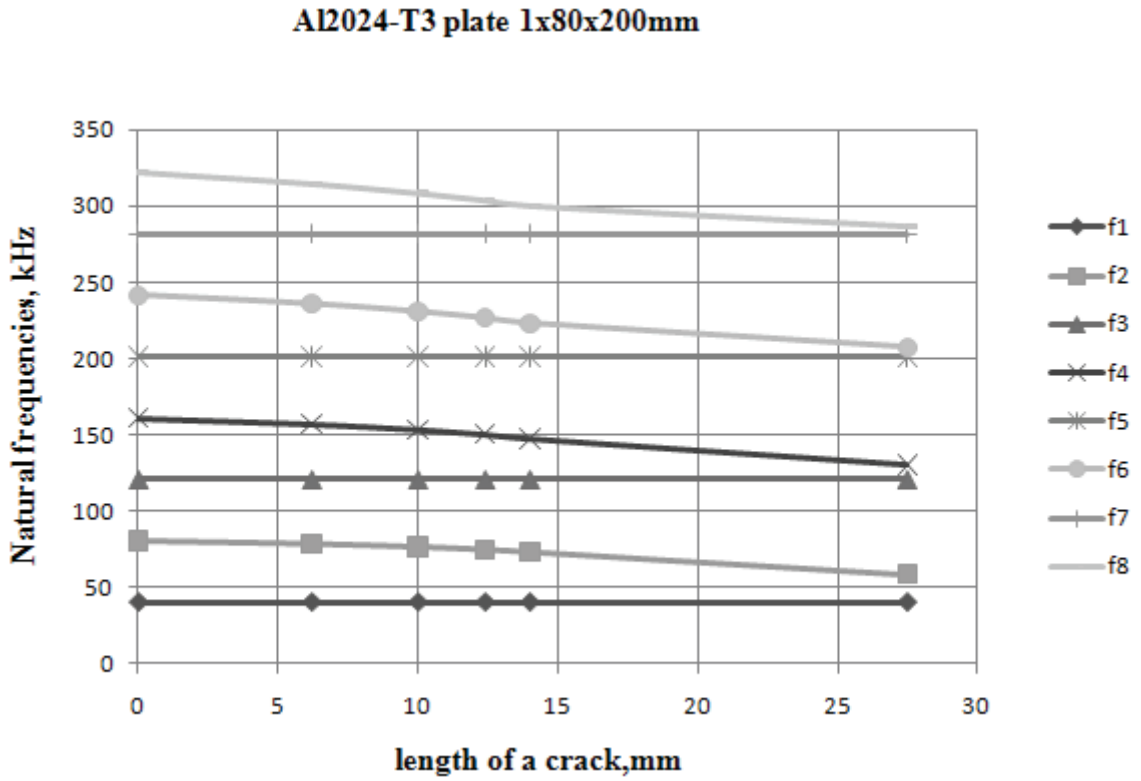


Figure 3. The natural frequency as a function of the crack length

4. Conclusions

The effect of structural damage is associated with the changes of dynamic properties of a structure and can be effectively defined at ultrasonic frequencies by identification of EMI of system 'sensor-structural element'. The developed 1-D model of constrained PZT can be used for analysis of the elastic and geometrical parameters effect to properties of piezoceramics transducer, and for structural health monitoring of element with possible damage.

The key problem of increase of efficiency of EMI inspection is development of acceptable methods of prediction of effect of damage to the impedance. The simple method of estimation was developed. This method uses the effect of natural frequency changing as a result of PZT and structural element coupling. The effect of a crack is approximately estimated as a function of elastic compliance of a plate using the energetic approach of fracture mechanics. The model of constrained

piezoceramics transducer can be also used for creation of a type of pre-stressed one protected from effect of mechanical fatigue and environmental degradation.

Acknowledgement. The research leading to these results has received funding from the European Community's Seventh Framework Program [FP7/2007-2013] under grant agreement n°212912. The authors are grateful to European Commission for financial support and all partners for scientific and technological collaboration.

References

1. *Liang, C., Sun, F.P. and Rogers, C.A.* (1994). Coupled electro-mechanical analysis of adaptive material system-determination of the actuator power consumption and system energy transfer. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 5, 12–20.

2. *Sun, F.P., Liang, C. and Rogers, C.A.* (1994). Experimental modal testing using piezoceramic patches as collocated sensors-actuators. Proceeding of the 1994 SEM Spring Conference and Exhibits, Baltimore, MI, June 6–8.

3. *Sun, F.P., Chaudhry, Z., Rogers, C.A. and Majmundar*, M. (1995). Automated real-time structure health monitoring via signature pattern recognition. Proceedings, SPIE North American Conference on Smart Structures and Materials, Vol. 2443 (pp. 236–247). San Diego, CA, 26 Feb.–3 March.

4. *Chaudhry, Z., Sun, F.P. and Rogers, C.A.* (1994). Health monitoring of space structures using impedance measurements. Fifth International Conference on Adaptive Structures (pp. 584–591). Sendai, Japan, 5–7 December.

5. *Chaudhry, Z., Joseph, T., Sun, F. and Rogers, C.* (1995). Local-area health monitoring of aircraft via piezoelectric actuator/sensor patches. Proceedings, SPIE North American Conference on Smart Structures and Materials, Vol. 2443 (pp. 268–276). San Diego, CA, 26 Feb.–3 March.

6. *Ayres, T., Chaudhry, Z. and Rogers, C.* (1996). Localized health monitoring of civil infrastructure via piezoelectric actuator/sensor patches. Proceedings, SPIE's 1996 Symposium on Smart Structures and Integrated Systems, SPIE, Vol. 2719 (pp. 123–131).

7. *Giurgiutiu, V. and Rogers, C.A.* (1997). Electro-mechanical (E/M) impedance method for structural health monitoring an non-destructive evaluation. Int. Workshopon Structural Health Monitoring (pp. 433–444).Stanford University, CA, Sep. 18–20.

8. *Giurgiutiu, V. and Zagrai, A.* (2000a). Characterization of piezoelectric wafer active sensors. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 11(12), 959–976.

9. *Giurgiutiu, V., Zagrai, A. and Bao, J.* (2002). Piezoelectric wafer active sensors (PWAS), USC IPMO Invention Disclosure #00330/2002.

10. *Victor Giurgiutiu, Andrei Zagrai and Jing Jing Bao.* Piezoelectric Wafer Embedded Active Sensors for Aging Aircraft Structural Health Monitoring. SHM, 2002, Vol 1(1): 0041–61

11. *Giurgiutiu, V.* Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors, Elsevier Academic Press, 2008, 760 pages,

12. *Adams D.E.* Health Monitoring of Structural Materials and Components: Methods with Application, John Wiley & Sons, Ltd. (2007), 460 pp.

13. *I.Pavelko.* Research on the Protection of Piezoceramics Transducers from the Destruction by Mechanical Loading. Int.Virtual J. for Science, Technics and Innovations for the Industry, Issue 7 (2010), 17-21pp.

14. *I.Pavelko, V.Pavelko, S.Kuznetsov, E.Ozolinsh, I.Ozolinsh, H.Pfeiffer, M.Wevers.* Problems of structural health monitoring of aircraft component. The proceeding of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 19-24 September 2010, (Section 10, ICAS 2010-10.6.1).

15. *I.Pavelko, V.Pavelko*. The valuation of stiffness of rods with cracks. – "Tarptautines konferencijos pranesimus medziaga Transporto priemones – 97". Kaunas: Technologija, 1997., p.237 – 241.

16. *I.Pavelko, V. Pavelko*. Calculation of bar systems with crack by a finite element method// Scientific proceeding of Riga Technical University: Transport end Engineering. Mechanics, Volume 6, Number 7. – Riga: RTU,2002, pp.159-163.

UDC 620.179.16:62-799

V.Pavelko , I.Pavelko E. Ozolinsh, S. Kuznetsov
(Aviation Institute of Riga Technical University, Latvia)

FATIGUE CRACK OPEN EFFECT TO LAMB WAVE IN THIN AL SHEET

The phenomenon of the Lamb wave interaction with fatigue crack in Al2024-T3 sheet was investigated at cyclic loading. Mentioned effect is associated with the crack open/close that change acoustic impedance of a crack. Analytical simulation of fatigue crack opening using the generalized Dugdale's model of a crack in thin plate shows good accordance between the intensity of ultrasonic signal and a crack opening.

1. Introduction

The guided Lamb wave technology (LWT) is one of the most effective means of structural damage detection in the thin-walled structural elements. Its application for structural health monitoring (SHM) of aircraft is very perspective [1,2]. This technology is applicable as for Al alloy as composite structure and has many important advantages in comparison with others methods. The main of them is the ability to detect large surface of structure at distance about some meters. Therefore the properties of LWT are intensively investigated in view of practical use in the systems of SHM.

Usually two approaches are used for structural damage detection: ‚pitch-catch' and 'pulse-echo'. Both suppose that there is initial data of a structural element, so called baseline. It is the ultrasound portrait of undamaged structure which comparison with current state allows to detect damage. But there is probability that the change of received ultrasound signal can be associated also with degradation of some elements of the SHM system. Therefore the research of any methods those are free from this disadvantage is very actual [2,3]. One of them is discussed in this article.

2. Set-up, Fatigue Test, and Measurement

Some regularities of ultrasonic wave propagation in Al2024-T3 sheet with fatigue crack were investigated using a rectangular sample 80x300 mm of 1mm Al sheet (Fig.1). For fatigue crack initiation the 4 mm hole was drilled in center of a sample. Cyclic load 12/4 kN and 10 Hz was performed using 100kN hydraulic test machine 'Instron'. It means the maximal tensile stress was equal to 150 MPa, minimal 50MPa.

Two types of piezoceramics transducer were used. One is the PIC151 0.5x10x50mm (***T1*** and ***T2***) other transducer pz27 1x6.35x6.35mm (***t1*** and ***t2***). The ultrasound Lamb waves were excited by piezoceramics transducer(actuator) and received the same transducer(echo-signal) or other one(transmitted signal). Five sine burst with basic frequency in rage 250-300 kHz was exciting.

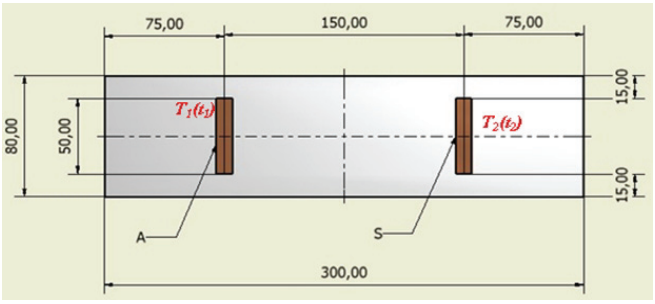


Figure 1. Test sample of Al2024-T3 1mm sheet

At first stage of testing the fatigue crack was initiated. The ultrasound signal generated by the transducer ***A*** (***T_1***) was received by the sensor ***S*** (***T_2***) (Figure 1).

In other serie the generating-sensing was opposite: ***A*** (***T_2***) - ***S*** (***T_1***). After each 20000 cycles the serie of measurements was performed: the received signal at the static load 0, 6, and 12 kN was recorded and the impedance of all transducers was measured for estimation of they technical condition. Macro fatigue 5 mm crack (including a hole diameter 4 mm) was observed after 100000 cycles. At next stage of fatigue testing the same ultrasound and impedance measurements were performing after crack increment about 2 mm.

3. Test Results.

Before the fatigue crack initiation intensity of a transmitted signal remains practically independent from the number of cycles (Figure 2). Since the fatigue crack occurrence the significant decreasing of the received signal as a function of cycle number is seen. Similar effect of the crack growth is observed for all variants: unloaded, loaded by 6 kN, and 12 kN. Easy see this effect is the same for both loaded states, and that is significantly more than for unloaded sample.

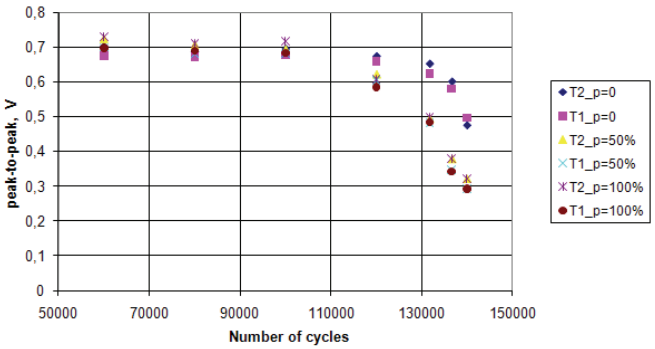


Figure 2. Peak-to-peak of received signal as function of number of cycles

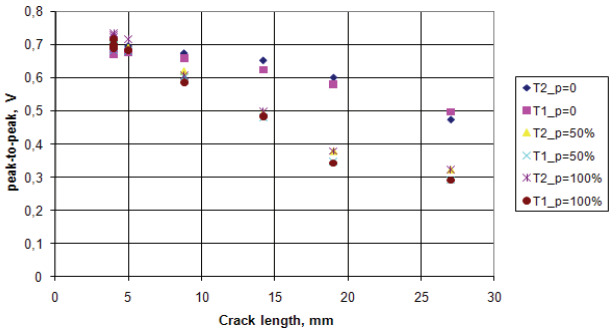


Figure 3. Peak-to-peak of received signal as function of crack length

Results of measurement of signal intensity as a function of crack length are presented in Figure 3. Note the direction of wave generating-sensing ($T_1 \rightarrow T_2$, $T_2 \rightarrow T_1$) does not affect the measurement result.

Easy to suppose the effect of loading is connected with crack opening which decreases the acoustic transparency of a crack. But as it was mentioned above the loading effect is the same for both load 6 and 12kN. Therefore logically suppose that there is some threshold of load of the beginning of the crack closing at unloading. It can also suppose it can be defined by ultrasound detection.

Special test shows that these suppositions are substantiated. After 133990 cycles of loading the crack reached a 27mm length, and the static test with 0.5 kN load increment was performed. Joined result of all tests is presented in Figure 4. It can see the load increasing induces decreasing of transmitted ultrasound signal intensity to about 40 MPa stress, and at the larger load remains constant. For initial stage of loading the reflected signals (pulse-echo) were also obtained (the curves $A\text{-}T_1$ and $A\text{-}T_2$). The intensity of both reflected signals was observed. This result can be easy predicted because crack opening increases acoustic impedance of a sample.

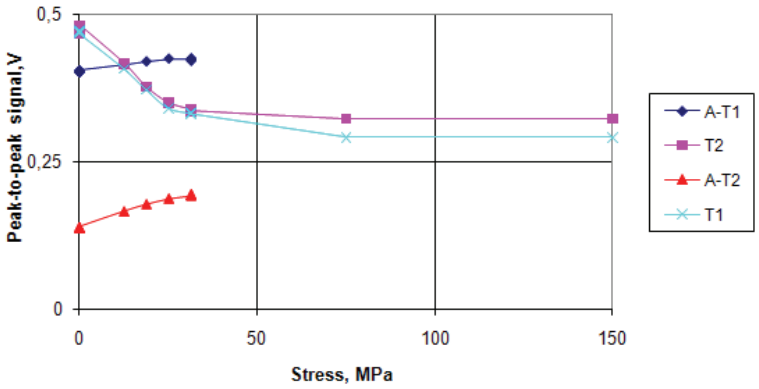


Figure 4. Peak-to-peak of received signal as function of stress (crack length 27mm)

4.Wave reflection- transmission phenomena

The crack in the plate is a boundary at the way of crack propagation. It is known the properties of that one define the wave reflection-transmission features. At the crack-close configuration the contact of crack sides decreases the acoustic resistance of a crack and transmitted signal intensity increases. At the crack-open configuration the acoustic resistance of a crack increases and transmitted signal intensity decreases. The level of crack opening defines the degree of crack effect.

Analytical simulation of fatigue crack opening using the generalized Dugdale's model of a crack in thin plate was performed. The isolated $2l_0$ length crack in infinite plane has a plastic layer that formed at cyclic loading. In basic configuration the crack side displacements is distributed in accordance to following expression:

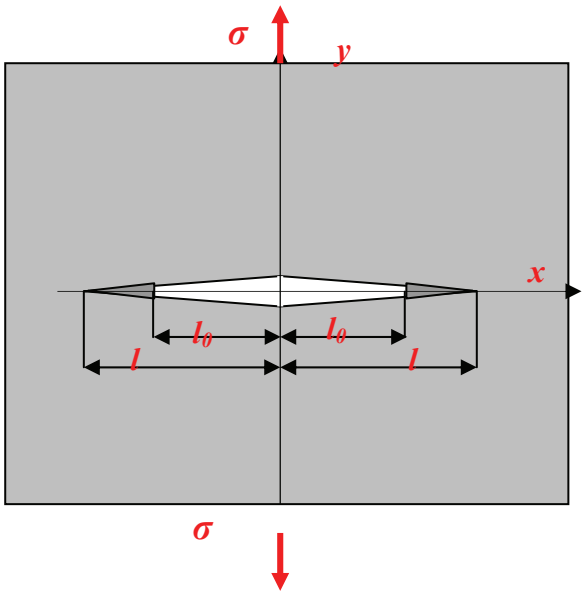


Figure 5. The crack opening and a zone of plastic deformation

$$\bar{v}(\bar{x}) = \frac{v(\bar{x})}{\frac{\sigma_Y}{E} l_0} = (\bar{x}-1)\Gamma(\bar{x},\bar{l}) - (\bar{x}+1)\Gamma(-\bar{x},\bar{l}) \quad (1)$$

(1) where $\bar{x} = \frac{x}{l_0}$, $\bar{l} = \frac{l}{l_0}$, σ_Y is yield stress, E is the elasticity modulus, and

$$\Gamma(\bar{x},\bar{l}) = ln\frac{\bar{l}^2 - \bar{x} - \sqrt{(\bar{l}^2-1)(\bar{l}^2-\bar{x}^2)}}{\bar{l}^2 - \bar{x} + \sqrt{(\bar{l}^2-1)(\bar{l}^2-\bar{x}^2)}} \quad (2)$$

Using known theorem about plastic deformation at cyclic loading the shape of a crack during unloading was investigated.

Unloading with range of stress $\Delta\sigma$ induces the reverse plastic deformation. In particular, the range of displacement $\Delta\bar{v}(\bar{x})$ of crack sides (crack opening) can be defined by the formula (1), if instead the yields stress to use $2\sigma_Y$. As a result the crack side displacement after unloading $\bar{v}_1(\bar{x})$ can be defined by formula:

$$\bar{v}_1(\bar{x}) = \bar{v}(\bar{x}) - \Delta\bar{v}(\bar{x}) \quad (3)$$

Remaining plastic displacement $\bar{v}_{rem}$ in tip of a crack corresponds to $\bar{x} = 1$ and

$$\bar{v}_{rem} = \bar{v}(1) = \bar{v}(1) - \Delta\bar{v}(1) \quad (4)$$

It can suppose that at cyclic loading with the constant amplitude of stress and fixed cycle ratio this plastic displacement remains during next loading. As a result, the plastic stripe at each side of the crack. Its thickness can be estimated by following method.

The formula (1) at $\bar{x} = 1$ give:

$$\bar{v}(1) = -\frac{4}{\pi} ln\left(Cos\frac{\pi\sigma}{2\sigma_Y}\right), \qquad \Delta\bar{v}(1) = -\frac{8}{\pi} ln\left(Cos\frac{\pi\Delta\sigma}{4\sigma_Y}\right), \quad (5)$$

and

$$\bar{v}_{rem} = \frac{4}{\pi} ln\left(\frac{Cos\frac{\pi\sigma_{max}}{2\sigma_Y}}{\left(Cos\frac{\pi\Delta\sigma}{2\sigma_Y}\right)^2}\right) \quad (6)$$

In Figure 6 the series of crack shapes at maximal load of cycle and after partial unloading to 33%, 24.75%, 16.5%, 8.25% of maximal load, and full unloading is showed. It was accepted the maximal stress is equal to half of the yield stress and the cycle ratio is 0.333.

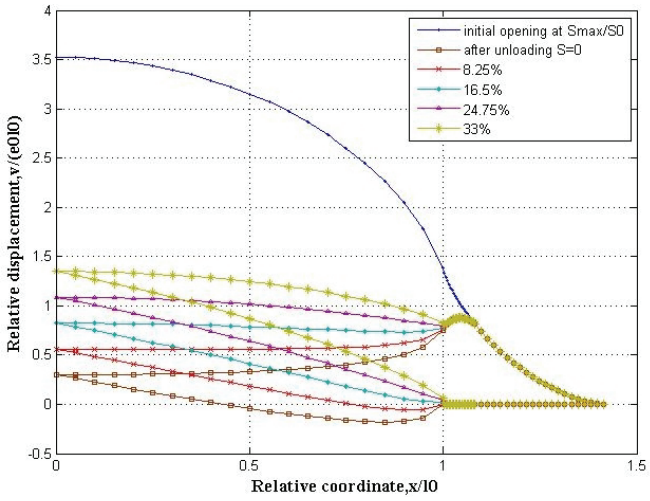


Figure 6. The series of crack shapes at maximal load of cycle and after partial unloading

Relative coordinate to equal 1 is corresponded to the crack tip, but the inside regione at $\bar{x} > 1$ is active plastic zone. Couple of the lines with the same marcers shows the passive plastic zone, that remins behind crack tip after partial unloading. Presented results is similar so called the strip-yield model of fatigue crack [4,5]. It can see the closing of a crack is started at about 16.5% of maximal load.

5. Conclusions

There is stable crack-opening effect (COE) to ultrasonic signal in Al alloy sheet. This effect can be explained by fracture mechanics. COE allows to develop the technology of a fatigue crack detection without using prior baseline data. On other side the Lamb wave technology can be useful for investigation of fatigue crack growth.

Acknowledgement. The research leading to these results has received funding from the European Community's Seventh Framework Program [FP7/2007-2013] under grant agreement n°212912. The authors are grateful to European Commission for financial support and all partners for scientific and technological collaboration.

References

1. *Adams D.E.* (2007) Health Monitoring of Structural Materials and Components: Methods with Application, John Wiley & Sons, Ltd. (2007).

2. *Giurgiutiu, V. Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors*, Elsevier Academic Press, (2008).

3. *Hoon Sohn, Seung Bum Kim and Seung Die Kim.* Guided Wave Based Nondestructive Testing: A Reference-Free Pattern Recognition Approach.//Ultrasonic and Advanced Methods of Nondestructive Testing and Material Characterization. World Scientific Publishing Co.Pte.Ltd. NJ (2007), 117-138.

4. *Newman Jr JC.* A crack opening stress equation for fatigue crack growth. Int. J. Fract., 24(3), (1984), R131–135.

5. *Skorupa M., Machniewicz T., Schijve J., Skorupa A.* Application of the strip-yield model from the NASGRO software to predict fatigue crack growth in aluminum alloys under constant and variable amplitude loading. Engineering Fracture Mechanics 74, (2007) 291–313.

UDC 620.179.16:62-799

V.Pavelko , I.Pavelko E. Ozolinsh, S. Kuznetsov, I. Ozolinsh
(Aviation Institute of Riga Technical University, Latvia)

STRESS STATE AND STRENGTH OF THE PIEZOCERAMICS AT STATIC LOAD

The strength of piezoelectric transducer at static loading and vibrations was investigated. The theoretical model of strength for piezoceramics stripe glued to structural element was developed. The concept of 'weak chin' and the results of stress state analysis of three-layers structure with the cracks in one of layers was used. The general tendencies of effect of this structure parameters were defined. The effect of mechanical loading of piezoceramics transducer to its stress state and destruction can be decreased by rational selection of its geometrical parameters and thickness of coupling layer.

1. Introduction

Structural health monitoring (SHM) of aircraft can be successful, if minimally two requirements are obeyed: 1) SHM system is able reliably detect all kinds of structural damages, and 2) Own reliability of SHM system is high. In ultrasonic SHM system the least defended element is a piezoceramics transducer integrated in structure. Conditions of aircraft operation are very complex: mechanical loading and vibration, environmental degradation, wide range of temperature and others. First of all the transducer is attached to the structural element. It means that is loaded by alternative operational load. It can induce static or fatigue destruction of transducer. For example, Figure 1 shows a piezoceramics 0.5x10x50mm transducer installed to an Al panel after about 60000 cycles of loading with the alternative stress 150/50 MPa [1]. The transducer was glued on a skin of panel in direction of load action. This level of stress is typical for Al alloy structure of aircraft. At least nine fatigue cracks on a surface of the transducer were detected by penetration. This effect associated with low tensile strength of piezoceramics that equal to 40-80 MPa [2,3]. It is much less than compressive strength (about 600MPa). The crack-resistance of piezoceramics is also low (the toughness about 1-3 MPa·m$^{0.5}$) [4]. There are some structural possibilities to protect piezoceramics from effect of mechanical loading. Pre-stressed transducer described in article [5] is good solution as from overloading as from corrosion. But constraining decreases sensitivity of damage detection.

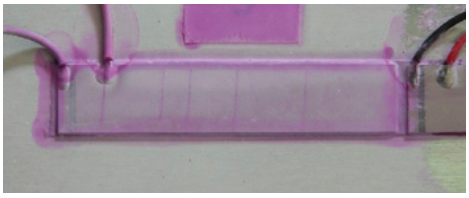


Figure 1. The cracks in piezoceramics after cyclic loading

The influence of transducer parameters and its coupling with structural element to stress and strength is investigated in present paper.

2. Stress state and strength of piezoceramics transducers: finite element analysis

The own strength of piezoceramics transducer is one of the key problems of SHM implementation and results of its investigation are presented below. First of all the stress state of transducers those are using in the static and fatigue tests of the samples and in the full-scale testing of the Mi-8 helicopter tail beam was analyzed by FEM. The ANSYS academic program was used. The maximal principal stress of one quarter of a scheme "Al sheet – glued PIC151" is showed in the Figure 2. The 0.5x10x50mm PIC151 is glued by the layer 0.1mm to Al sheet. The nominal direct stress in sheet is equal to 100 MPa. It can see that the stresses in the plain of symmetry of transducer are distributed in a range 71-86 MPa. The minimal stress 71.35 MPa is on upper surface and maximal one is in points of 'transducer – glue' boundary. It is close to strength of material. Therefore the cracking of piezoceramics was observed in spatial static test at the same loading. The cracks were observed before the nominal direct stress in sheet reaches 70 MPa.

The Figure 3 illustrates the stresses distribution if a crack occurs in the plain of symmetry of transducer. It can see the stress level in remaining part of transducer decreases. It shows the size of a transducer along the direction of loading influences significantly to stress state.

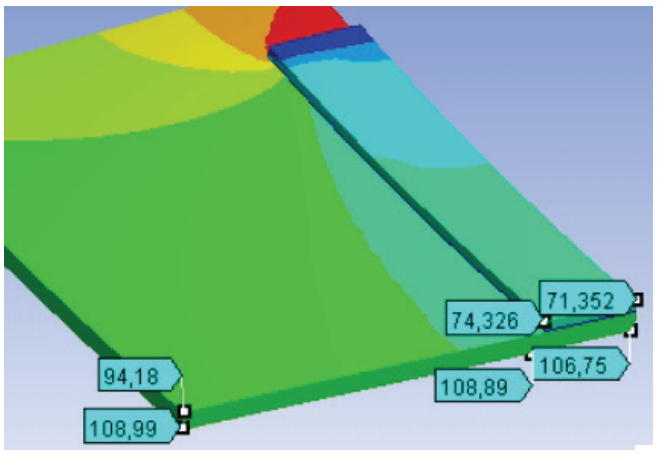


Figure 2. Stress FEA of the 50mm length transducer (PIC 155)

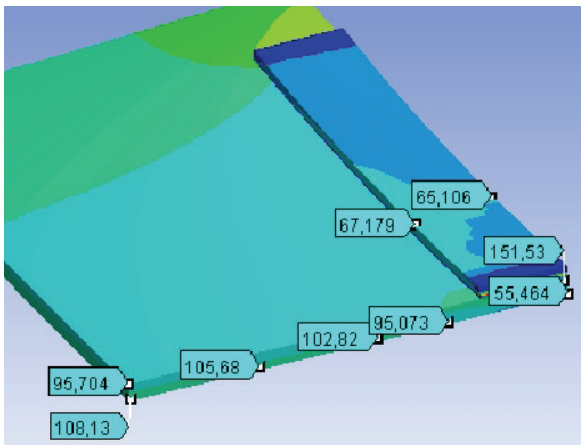


Figure 3. Stress FEA of the 50mm length transducer (PIC 155) with a crack in the plain of symmetry of transducer

3. 1-D model

Dynamic model of constrained piezoceramics transducer developed earlier [6] can be modified. The scheme of three-layer structure is shown in Figure 4 (there are some differences in the coordinate system location and layers signing).

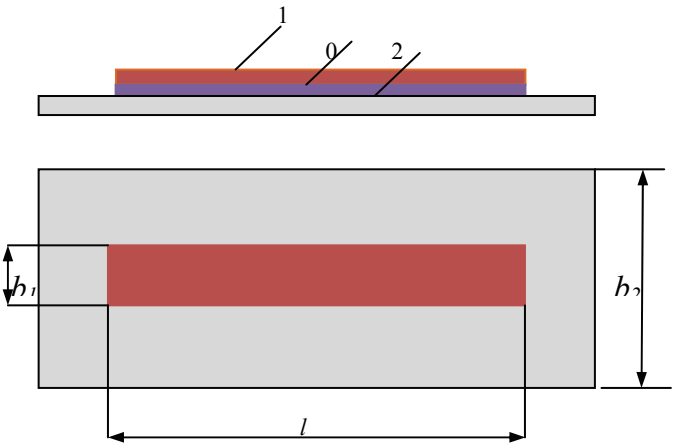


Figure 4. Piezoceramics transducer *1* with Al alloy overlay *2*, glued by Epoxy past layer *0*

As a result, the relative axial displacements can be defined by the formulas

$$\bar{u}_1(\xi) = \frac{\alpha_1^2}{\alpha_1^2+\alpha_2^2}\frac{\sigma}{E_2}\left(\frac{\sinh\lambda\xi}{\lambda\cosh\frac{\lambda}{2}} - \xi\right), \quad (1)$$

$$\bar{u}_2(\xi) = \frac{\alpha_1^2}{\alpha_1^2+\alpha_2^2}\frac{\sigma}{E_2}\left\{\left[1+\frac{\alpha_1^2+\alpha_2^2}{\alpha_1^2}\right]\frac{\sinh\lambda\xi}{\lambda\cosh\frac{\lambda}{2}} + \xi\right\}$$

where the dimensionless parameter

$$\lambda = \sqrt{\left|\alpha_1^2+\alpha_2^2\right|}, \quad \text{and}$$

$$\alpha_1^2 = \frac{l^2 b_2}{(1+\nu_1)\delta_1^2 b_1}\frac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2 D_0}, \qquad \alpha_2^2 = \frac{l^2}{(1+\nu_2)\delta_2^2}\frac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1 D_0}, \qquad \xi = \frac{x}{l},$$

$$D_0 = 1-\left(1+\frac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1}\right)\left(1+\frac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2}\right)$$

Here u_i, ρ_i,E_i, G_i, b_i, δ_i are axial displacement, density, elastic modulus, shear modulus, cross-section area and its width and thickness for each layer (i=0,1,2).

The direct stresses in the middle plain of layers are defined by those formulas:

$$\frac{\sigma_1(\xi)}{\sigma} = \frac{\alpha_1^2}{\alpha_1^2+\alpha_2^2}\frac{E_1}{E_2}\left(1-\frac{\cosh\lambda\xi}{\cosh\frac{\lambda}{2}}\right), \quad \frac{\sigma_2(\xi)}{\sigma} = \frac{\alpha_1^2}{\alpha_1^2+\alpha_2^2}\left\{\left[1+\frac{\alpha_1^2+\alpha_2^2}{\alpha_1^2}\right]\frac{\cosh\lambda\xi}{\cosh\frac{\lambda}{2}}+1\right\} \quad (2)$$

The direct stresses on external surfaces are defined by those formulas:

$$\frac{\sigma_{1(e)}(\xi)}{\sigma} = (1+\beta_{12})\frac{\sigma_1(\xi)}{\sigma} - \beta_{12}\frac{E_1}{E_2}\frac{\sigma_2(\xi)}{\sigma}, \quad \frac{\sigma_{2(e)}(\xi)}{\sigma} = -\frac{E_2}{E_1}\beta_{21}\frac{\sigma_1(\xi)}{\sigma} + (1+\beta_{21})\frac{\sigma_2(\xi)}{\sigma} \qquad (3)$$

Here $\beta_{11} = -\left[\left(1+\frac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2}\right)\cdot\frac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1}\right]\frac{1}{D_0}$, $\beta_{12} = -\frac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2}\frac{1}{D_0}$, $\beta_{21} = -\frac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1}\frac{1}{D_0}$,

$$\beta_{22} = -\left[\left(1+\frac{2G_1\delta_0}{G_0\delta_1}\right)\cdot\frac{2G_2\delta_0}{G_0\delta_2}\right]\frac{1}{D_0}$$

Some results of stress analysis by developed model are presented in Figure 5 and Figure 6. The direct stress (as a part of nominal external stress in sheet) in cross-section of transducer and sheet are showed for points of middle plane of these elements. It is seen the length of a transducer significantly influences to stress state.

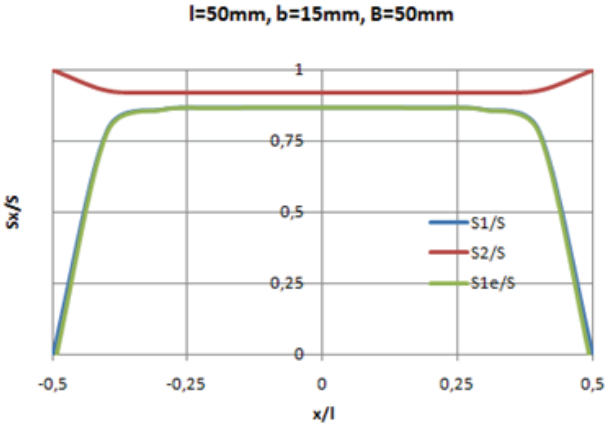


Figure 5. Stress distribution in middle plane of a large length transducer and sheet

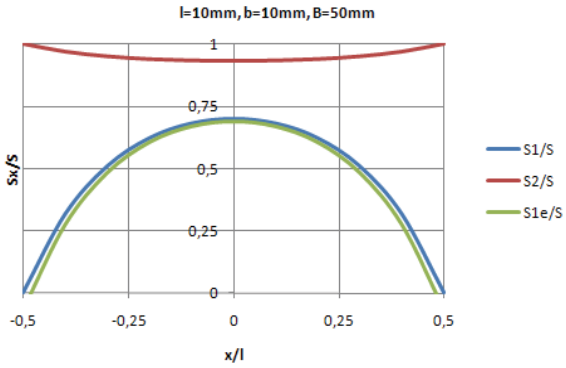


Figure 6. Stress distribution in middle plane of a small length transdducer

The predicted stresses are close to FEA and to results of experimental measurement (error not more than 4%).

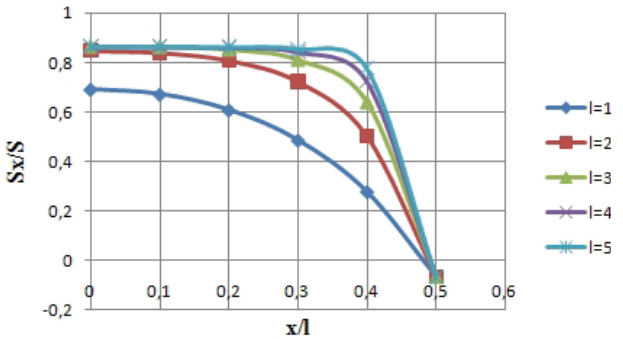


Figure 7. Stress distribution in middle plane of a transducer for five values of a length

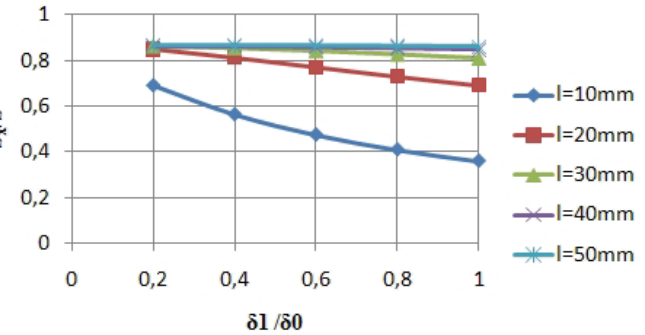


Figure 8. Maximal stress on external surface of a transducer as a function of relative thickness of glue for five values of a length

It allows conclude the model can be used for parametrical analysis of effect of geometrical and mechanical properties to stress in piezoceramics transducer. In particular the effect of length is seen from Fig. 7.

Using the developed model of constrained transducer the effect of thickness of a glue layer was estimated. Maximal stress on external surface of transducer as a part of nominal stress in a cross-section of the sheet as a function of relative thickness of a glue for five values of a length is showed

in Figure 8. It is seen the thickness is some significant parameter which increasing can decrease the direct stress in transducer.

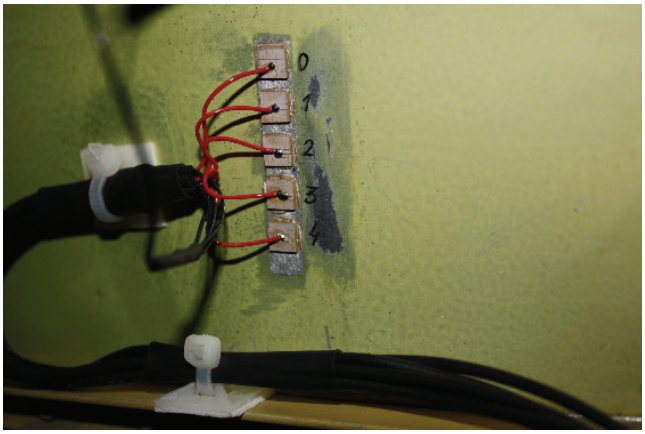


Figure 9. Combined piezoceramics transducer installed to the skin of the Mi-8 helicopter tail beam

FEA shows the size of a transducer along the direction of loading influences significantly to stress state. The developed 1-D model of constrained PZT can be used for analysis of the elastic and geometrical parameters effect to properties of piezoceramics transducer, and for structural health monitoring of element with possible damage. First practical application is showed if Figure 9. The combined piezoceramics transducer is used in final dynamic test of SHM system integrated to the Mi-8 helicopter tail beam. Use of array of small sizes (1x6.35x6.35mm) transducers allows significantly to decrease stresses and increase their lifetime.

4. Conclusions and the further modeling of strength

FEA shows the size of a transducer along the direction of loading influences significantly to stress state. The developed 1-D model of constrained PZT can be used for analysis of the elastic and geometrical parameters effect to properties of piezoceramics transducer, and for structural health monitoring of element with possible damage.

The results of stress analysis allow building the theoretical model of strength of piezoceramics transducer. Using the concept of 'weak chin' the history of destruction can be predicted. Stress state analysis of three-layers structure with the crack in one of layers allows to select optimal geometrical sizes of constrained transducer.

Important practical recommendation is the combined transducer of excitation/sensing in SHM system that consists from the array of small size transducers much less affected from mechanical loading.

Acknowledgement. The research leading to these results has received funding from the European Community's Seventh Framework Program [FP7/2007-2013] under grant agreement n°212912. The authors are grateful to European Commission for financial support and all partners for scientific and technological collaboration.

References

1. *Igor Pavelko, Vitalijs Pavelko, Eriks Ozolinsh, Helge Pfeiffer, Martine Wevers.* Pre-stressed ultrasonic sensor for structural health monitoring. International Conference "Research and Education in Aircraft Design 2010", Poland, Varšava, 28-30. June, (2010). http://read.meil.pw.edu.pl

2. *Tanimoto, T., Yamamoto, K. & Morii, T.* Nonlinear Stress-Strain Behavior of Piezoelectric Ceramics under Tensile Loading. Proceedings of the 9th IEEE International Symposium on Applications of Ferroelectrics. IEEE (1994): 394-397.

3. Intrenet resource of the Channel Industries: http://www.channelindustries.com/

4. *Meinhard Kuna.* Fracture mechanics of piezoelectric materials – Where are we right now? Eng. Fract. Mech., 77 (2010) 309–326

5. *I.Pavelko.* Research on the Protection of Piezoceramics Transducers from the Destruction by Mechanical Loading. Int.Virtual J. for Science, Technics and Innovations for the Industry, Issue 7 (2010), 17-21.

6. *I.Pavelko, V.Pavelko, S.Kuznetsov, E.Ozolinsh, I.Ozolinsh, H.Pfeiffer, M.Wevers.* Problems of structural health monitoring of aircraft component. The proceeding of 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 19-24 September 2010, (Section 10, ICAS 2010-10.6.1).

УДК: 620.179.1

С.С. Юцкевич, Е.Ю. Дорошенко,
А.В. Башта, кандидат технических наук
(Национальный авиационный университет, Украина)

ФОРМИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА НА ПОВЕРХНОСТИ СПЛАВА Д16АТ ПРИ СЛУЧАЙНОМ РЕЖИМЕ НАГРУЖЕНИЯ

Изучен процесс эволюции деформационного рельефа сплава Д16АТ при случайном режиме нагружения. Установлена взаимосвязь между параметрами насыщенносоти деформационного рельефа, шероховатости поверхности и пластической деформацией поверхности при разных значениях среднего напряжения в спектре.

Введение

К одной из наиболее актуальных проблем в авиации можно отнести проблему оценки изменения физико-механических свойств конструкционных материалов в процессе эксплуатации воздушного судна (ВС). В первую очередь, это связано с существующей необходимостью повышения точности расчетных и экспериментальных методов определения остаточного ресурса конструкции планера ВС, работающего в условиях воздействия сложного эксплуатационного спектра нагрузок. Ключевым элементом при решении такой задачи выступает информация о текущем состоянии конструкционных элементов планера. С этой целью ведущие авиационные фирмы занимаются разработкой систем контроля технического состояния ВС - Structure Health Monitoring [1]. Так, например, фирма Airbus в конце прошлого столетия предложила общие подходы по применению автоматизированной бортовой системы технического контроля состояния конструкции ВС. Работа такой системы основывается на использовании датчиков усталости [2]. Закрепленный на контролируемой конструкции планера датчик будет нагружаться вместе с ней. При этом, в зависимости от интенсивности нагружения и числа циклов, происходит изменение свойств датчика, что позволяет оценить историю эксплуатационного нагружения и поврежденность контролируемого элемента конструкции. Полученная таким образом информация используется для прогнозирования предельного состояния конструкции ВС.

Среди датчиков усталости особое место занимают датчики деформационного рельефа (ДР), разработанные в НАУ и представляющие собой компактные образцы-свидетели изготовленные из сплава Д16АТ, которые крепятся к контролируемому объекту [3]. В ходе циклического нагружения происходит интенсивное пластическое деформирование плакирующего слоя, приводящее к образованию на поверхности датчика ДР. В данном случае ДР выступает индикатором накопленной поврежденности.

Широкое применение в качестве материала для обшивки транспортных самолетов конструкционного сплава Д16АТ позволяет также получать информацию о текущем состоянии материала по параметрам ДР который формируется в местах концентрации напряжения (например, рядом с отверстиями под заклепку).

В настоящей работе приведены результаты изменения ДР поверхности, полученные с помощью прибора Micron-Alpha [4] при проведении усталостных испытаний алюминиевого сплава Д16АТ по стандартизированной программе случайного нагружения MiniTWIST [5].

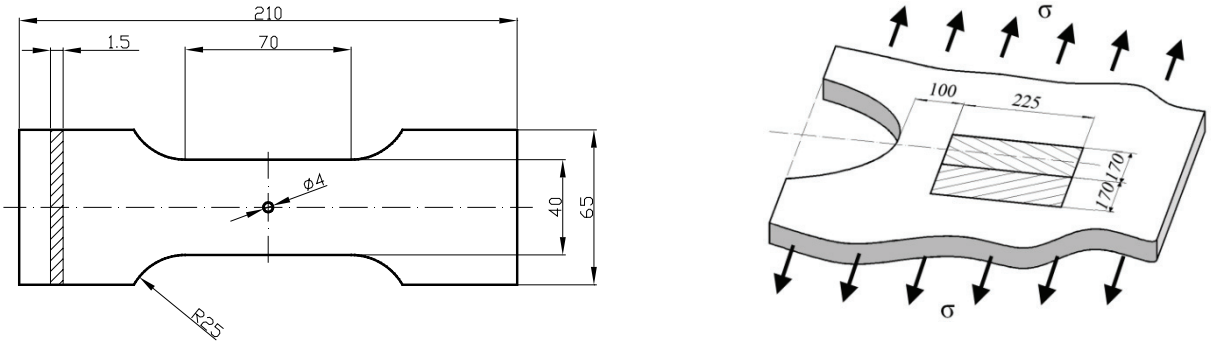
Методика и результаты исследований

Процесс формирования ДР исследовался на полированных образцах дюралюминиевого сплава Д16АТ. Полирование осуществлялось вручную алмазной пастой зернистостью 3-4 мкм. Схема образца для усталостных испытаний приведена на рис.1.а.

Циклическое нагружение образцов производилось на сервогидравлической установке BiSS Bi00-202V по стандартизированной программе нагружения MiniTWIST, которая имитирует эксплуатационной спектр нагружения транспортных самолетов [5].

Значение среднего напряжения спектра составляло: σ_m=80 МПа; σ_m=90 МПа; σ_m=100 МПа, а скорость нагружения - 75 кН/с.

Контроль состояния поверхности осуществлялся каждые 4 000 полетов с использованием оптического интерференционного профилометра Micron-Alpha, который позволяет исследовать поверхность как в режиме микроскопа, так и в режиме профилометра. В дальнейшем данные, полученные в режиме профилометра, применяются для воссоздания поверхности в трехмерном пространстве. Размеры зоны контроля и ее положение относительно концентратора напряжения приведены на рис. 1.б.



а *б*

Рис.1. Схема испытываемого образца (*а*) и зона контроля эволюции ДР (*б*)

Для наблюдения за изменением рельефа поверхности использовались следующие параметры [6]:

1) параметр насыщенности поверхности ДР D, который определяется по методике, базирующейся на числовой обработке цифровых фотографий контролируемой поверхности, полученных в режиме микроскоп с преобразованием изображения в черно-белое [7]:

$$D = \frac{S}{A}, \tag{1}$$

где S – площадь поверхности со следам ДР; A – исследуемая величина площади;

2) Параметр, определяющий относительное значение прироста шероховатости к исходному значению R_{a0}

$$\Delta\overline{R}_a = \left(R_{aN} - R_{a0}\right) / R_{a0}, \tag{2}$$

где R_{aN} - шероховатость после наработки N полетов.

3) необратимая пластическая деформация, которая определяется изменением площади поверхности $\Delta A = A - A_0$ относительно исходного значения A_0 и описывается формулой:

$$\varepsilon_a = \frac{\Delta A}{A_0}. \tag{3}$$

Экспериментальные зависимости рассмотренных выше параметров ДР от наработки при случайном циклическом нагружении представлялись в двойных логарифмических координатах. Причем для описания значения наработки использовалась величина $\overline{N}$ – относительная наработка, которая определяется текущим числом циклов N, отнесенному к наработке до появления трещины длиной 0,5 мм ($\overline{N} = N / N_{mp}$). Это позволило произвести сопоставление зависимостей параметров ДР от различных уровней напряжения σ_m (рис.2).

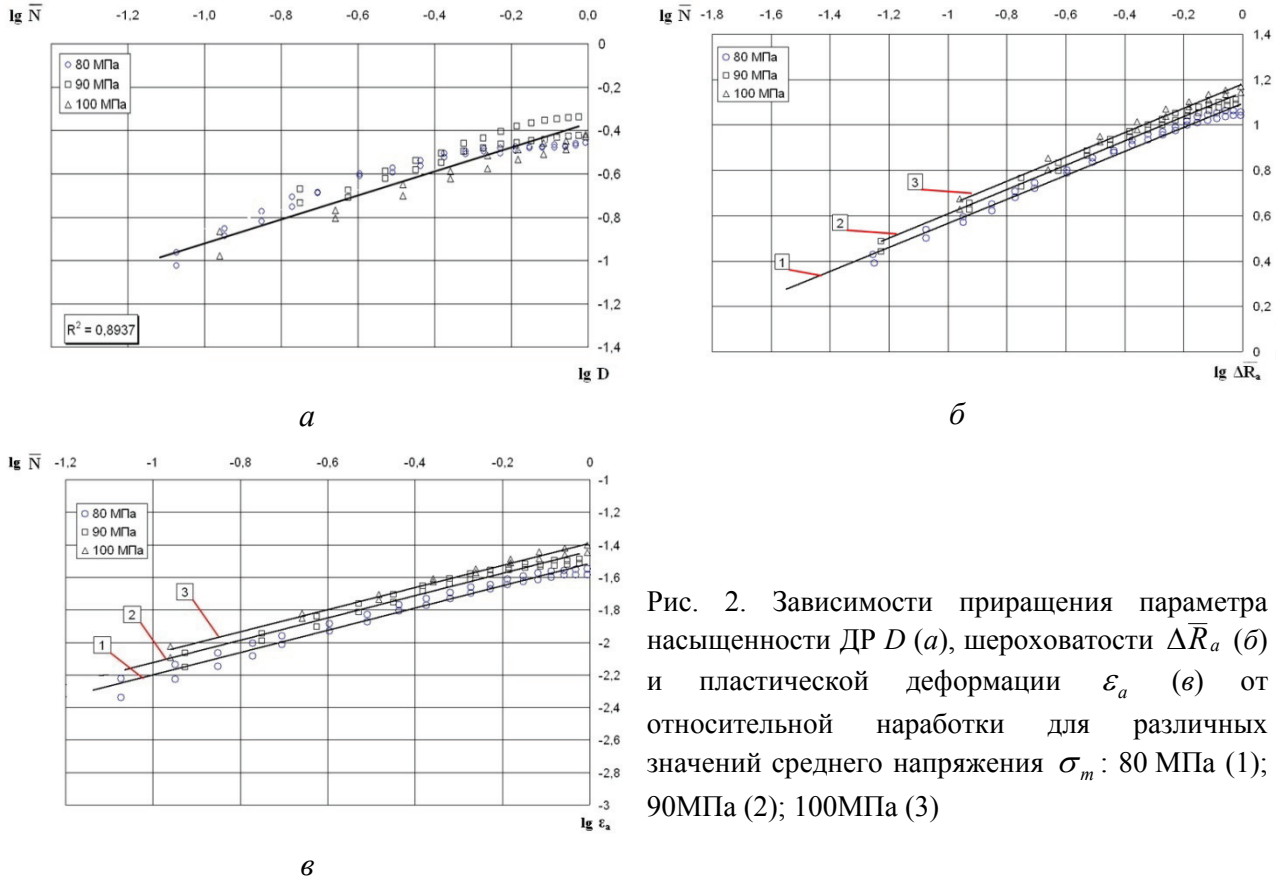


Рис. 2. Зависимости приращения параметра насыщенности ДР D (*а*), шероховатости $\Delta\overline{R}_a$ (*б*) и пластической деформации ε_a (*в*) от относительной наработки для различных значений среднего напряжения σ_m: 80 МПа (1); 90МПа (2); 100МПа (3)

Обобщенные зависимость изменения параметров ДР от относительной величины числа полетов имеют следующий вид:

1) для параметра насыщенности ДР

$$D = 0{,}388\ \overline{N}^{\,0{,}48}; \tag{4}$$

2) для параметра шероховатости

$$\Delta\overline{R}_a = 1{,}93\cdot 10^{-4}\sigma_m\left(\sigma_m + 703{,}6\right)\overline{N}^{\,0{,}53}, \tag{5}$$

где σ_m измеряется в МПа;

3) для параметра пластической деформации:

$$\varepsilon_a = 1{,}09\cdot 10^{-6}\sigma_m\left(\sigma_m + 275{,}3\right)\overline{N}^{\,0{,}68}, \tag{6}$$

где σ_m измеряется в МПа.

Анализируя полученные зависимости следует отметить, что с числом полетов рост параметров ДР происходит по степенной зависимости с последующим уменьшением интенсивности развития перед образованием усталостной трещины. Характерной особенностью изменения параметра D от наработки является то, что независимо от уровня действующих напряжений предельное значение насыщенности ДР, соответствующее образованию трещины, равно $D^* = 0{,}388$. В то же время параметры шероховатости и пластической деформации поверхности “чувствительны” к уровню напряжения. Однако показатель степени при $\overline{N}$ не зависит от напряжения, а, значит, зависимости $\varepsilon_a = f\left(\overline{N}\right)$ и $\Delta\overline{R}_a = f\left(\overline{N}\right)$ при различных значениях действующих напряжений являются подобными. Таким образом, процесс пластического деформирования поверхности можно считать автомодельным.

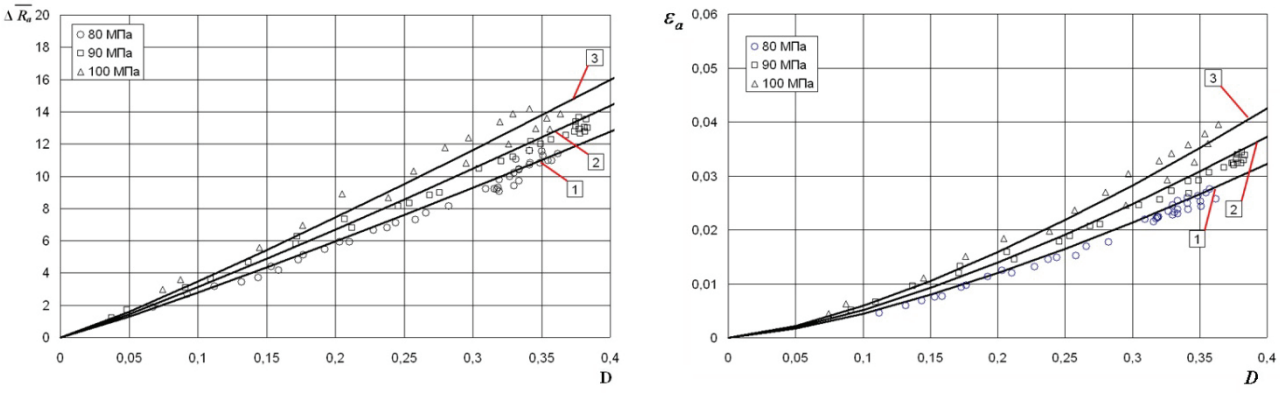
Полученные результаты можно объединить путем исключения из уравнений (4) и (5), а также (4) и (6) параметра наработки $\overline{N}$. Это дает возможность прийти к эмпирическим моделям развития ДР в трехмерном измерении, в которых используются количественные характеристики насыщенности, шероховатости и пластической деформации поверхности:

$$\Delta\overline{R}_a = 0{,}548\cdot 10^{-3}\sigma_m\left(\sigma_m + 703{,}6\right)D^{1{,}1}; \quad (7)$$

$$\varepsilon_a = 4{,}16\cdot 10^{-6}\sigma_m\left(\sigma_m + 275{,}3\right)D^{1{,}42}, \quad (8)$$

где σ_m измеряется в МПа.

Сопоставляя уравнение (7) и (8) с экспериментальными данными для различных значений среднего напряжения в спектре, следует отметить их удовлетворительное соответствие (рис. 3.)



а *б*

Рис.3. Экспериментальные данные (точки) и рассчитанные по формулам зависимости (линии) приращения параметра шероховатости поверхности (*а*) и пластической деформации (*б*) от насыщенности ДР для случайного циклического нагружения при различных значениях σ_m: 80 МПа (1); 90 МПа (2); 100 МПа (3)

Выводы

Полученные при случайном циклическом нагружении результаты отображают общие закономерности развития ДР в пространстве при полетном нагружении. Из полученных результатов следует, что увеличение насыщенности ДР сопровождается возрастанием шероховатости рельефа и пластической деформации поверхности.

Литература

1. Bartelds G. Aircraft structural health monitoring, prospects for smart solutions from a european viewpoint / NLR TP 97489. − Amsterdam, 1997. − 13 p.

2. Methods of Early Fatigue Detection / DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory (DSTO-NT-0059) ; N. Rajic, K. Tsoi. − Melbourne, 1996. − 31p.

3. А. с. 15802118 СССР. Способ контроля усталостной повреждаемости элементов конструкций. М. В. Карускевич, Е. Е. Засимчук, А. И. Радченко, Ю. А. Лебедев (СССР). − Заявл. 10.04.89 ; опубл. 30.10.89, Бюл. №26. − 3 с.

4. http://www.nau.edu.ua/en/Science/GotoviRozrobky/MicronAlpha/

5. *H. Lowak, J. B. De Jonqe, D. Schutz* MiniTWIST. A shortened version of TWIST / LBF Bericht FB-106 (NLR 79018U). − Darmstadt-Amsterdam, 1979. − 38 p.

6. *Ignatovich S. R. Yutskevych S.S., Doroshenko E.Ju., Priluckiy S.V.* ,Methodical aspects of alloy D16AT deformation relief registration under cyclic loads / Safety in Aviation and Space Technology: Proceeding of the Fourth World Congress “Aviation in the XXI-st Century”(21-23 September, 2010). − V.1, Kyiv, 2010. − P. 13.17-13.20.

7. Пат. № 29683 Україна, МПК G01N 3/32. Спосіб визначення залишкового ресурсу елементів конструкцій за станом деформаційного рельєфу поверхні плакуючого шару / Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М.; Власник НАУ. - № 200709909; заявл. 04.09.2007; опубл. 25.01.2008, Бюл. № 2. – 3 с.: іл.

УДК. 629.735.33

О.М. Масько, В.В. Сухов, д.т.н. (Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна)

ВПЛИВ ТЕХНОЛОГІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ НА МАСУ КОМПОЗИТНОГО КРИЛА

В статті розглянуто питання впливу технології виготовлення композитного крила безпілотного літального апарату. З використанням розрахункового пакету Nastran NX побудовано оптимізаційну скінченно-елементну модель на базі якої виконано оптимізацію композитного крила по критерію – «мінімальна маса» з врахуванням зміни характеристик матеріалу в результаті різної технології виготовлення.

Широке використання композитних матеріалів обумовлено рядом переваг в порівнянні з традиційними: можливість забезпечення раціонального розподілу матеріалу в відповідності з міцностним розрахунком; висока якість аеродинамічної поверхні при дотриманні технології виготовлення; можливість ремонту нескладних пошкоджень з використанням простих технологій та за відсутності спеціального обладнання [1]. Мінімізація маси конструкції особливо актуальна для безпілотних літальних апаратів (БЛА) класу «мікро». Зменшення злітної маси БЛА ставить більш високі вимоги до масової довершеності конструкції. Однією з актуальних задач є пошук оптимальних параметрів композитного крила БЛА класу «мікро» з врахуванням критерію «мінімальна маса».

Метою даної роботи є огляд існуючих технологій виготовлення композиційних елементів та оптимізація параметрів композитного крила БЛА класу «мікро» по критерію - мінімальна маса, з врахуванням технології виготовлення, на основі оптимізаційної скінченно-елементної моделі в розрахунковому пакеті MSC Nastran.

В роботі розглядалося крило виготовлене двома методами: методом ручного формування та методом вакуумного формування, температура при виготовленні однакова. Досліджувалось склопластикова конструкція: склотканина на епоксидному клею. Зміна міцностних характеристик готового виробу враховувалась відносною часткою вмісту наповнювача та матриці

Вироби з композиційних матеріалів класифікуються відповідно до типових технологічних процесів та матеріалів [2, 3]. В дослідженні використано два технологічних процеси: контактне формування методом ручної викладки та формування з еластичною діафрагмою – вакуумне формування.

Таблиця 1.

Основні технологічні процеси формоутворення виробів з композиційних матеріалів

Технологічний процес	Компоненти	
	Тип армую чого наповнювача	Тип звязуючого
Контактне формування:		
ручна викладка	Короткі волокна, стрічки, тканини	Поліефірні, епоксидні, фенольні, термопластичні
напилення	Мати	
Автоматизована викладка	Стрічки, полоси	
Формування з еластичною діафрагмою		
Вакуумне	Тканини, стрічки, мати	Поліефірні, епоксидні, фенольні,
Вакуумно-автоклавне		

В загальному випадку задача проектування оптимальної структури КМ мінімальної маси описується цільовою функцією [4]

$$\overline{G} = \sum_{i=1}^{n} \delta_i \rho_i \to \min,$$

де δ_i, ρ_i – товщина та густина шару КМ відповідно; n – кількість шарів в пакеті.

При оптимізації конструкції вводяться: цільова функція оптимізації – мінімальна маса конструкції; змінні проектування:мінімальні та максимальні напруження в матеріалі (табл..2); діапазон значень товщини елементів – 0,1…0,5 мм, навантаження - рівномірно розподілений тиск по хорді та розмаху крила p(x,z) = 0.0001кг/мм^2.

Конструкція крила (рис.1) складається: обшивки, одного лонжерону та нервюр, що моделюються елементом типу (Plate), пояса лонжеронів, що конструктивно являють собою заформовані скляні волокна – елементами типу(Rod). В якості проектних змінних обираються: для поясів лонжерону – площа поперечного перерізу; для обшивки та стінок нервюрі і лонжеронів – їх товщина.

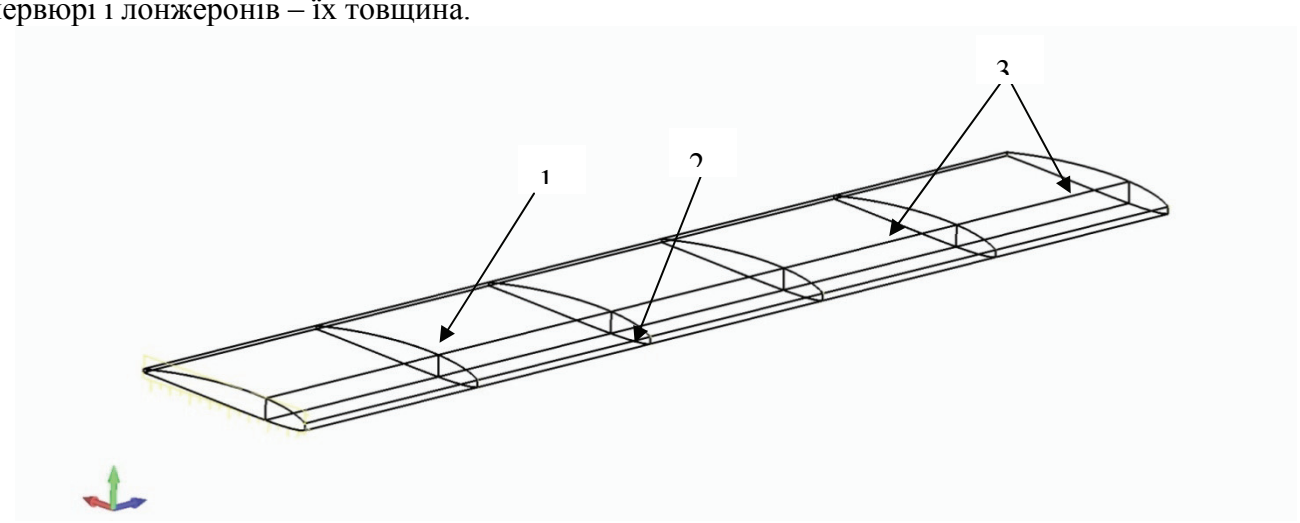


Рис.1. Геометрична модель крила:
1 – обшивка крила; 2 – лонжерон крила; 3 – нервюри крила.

Внаслідок симетрії крила, розглядається тільки ліва частина крила. Навантаження по осі Y буде кососиметричним відносно площини XZ, тому на вузли, що лежать в цій площині накладаються відповідні граничні умови – фіксація по всім ступеням вільності.

Таблиця 2.

Характеристики матеріалу

Технологія	Харакеристики								
	V_f	E_{11}, кг/мм^2	E_{22}, кг/мм^2	ν_{12}, кг/мм^2	G_{12}, кг/мм^2	G_{23}, кг/мм^2	G_{13}, кг/мм^2	$\sigma_в$, кг/мм^2	ρ, кг/мм^3
вакумна	0.5	2229	2229	0,08	300	240	240	28	1,45x10^{-6}
ручна	0.45	2006	2006	0,072	270	216	216	22	1,44 x10^{-6}

Загальний вигляд розрахункової оптимізаційної скінченно-елементної моделі наведений на рис.2.

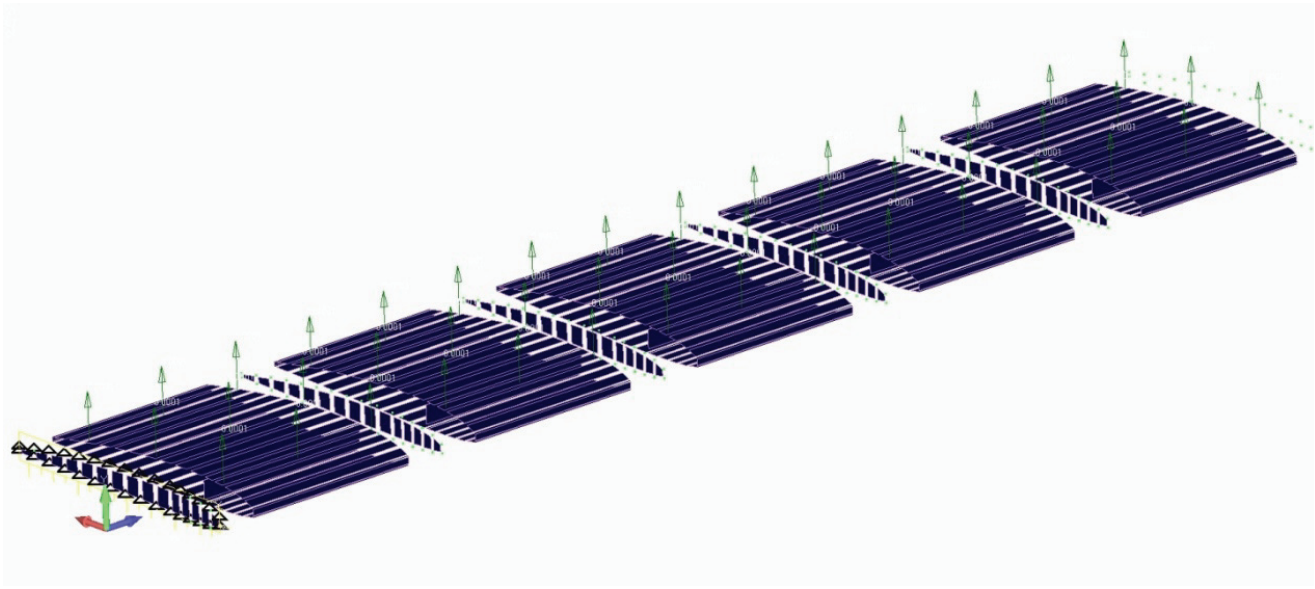


Рис.2. Оптимізаційна скінченно-елементна модель крила.

Для з'ясування оптимальної картини розподілу матеріалу приймались припущення: площа поперечного перерізу лонжерону і товщина обшивки, стінки лонжерону та нервюри однакова в межах однієї секції – відстані між двома сусідніми нервюрами.
З врахуванням граничних обмежень отримано результати рис.3.

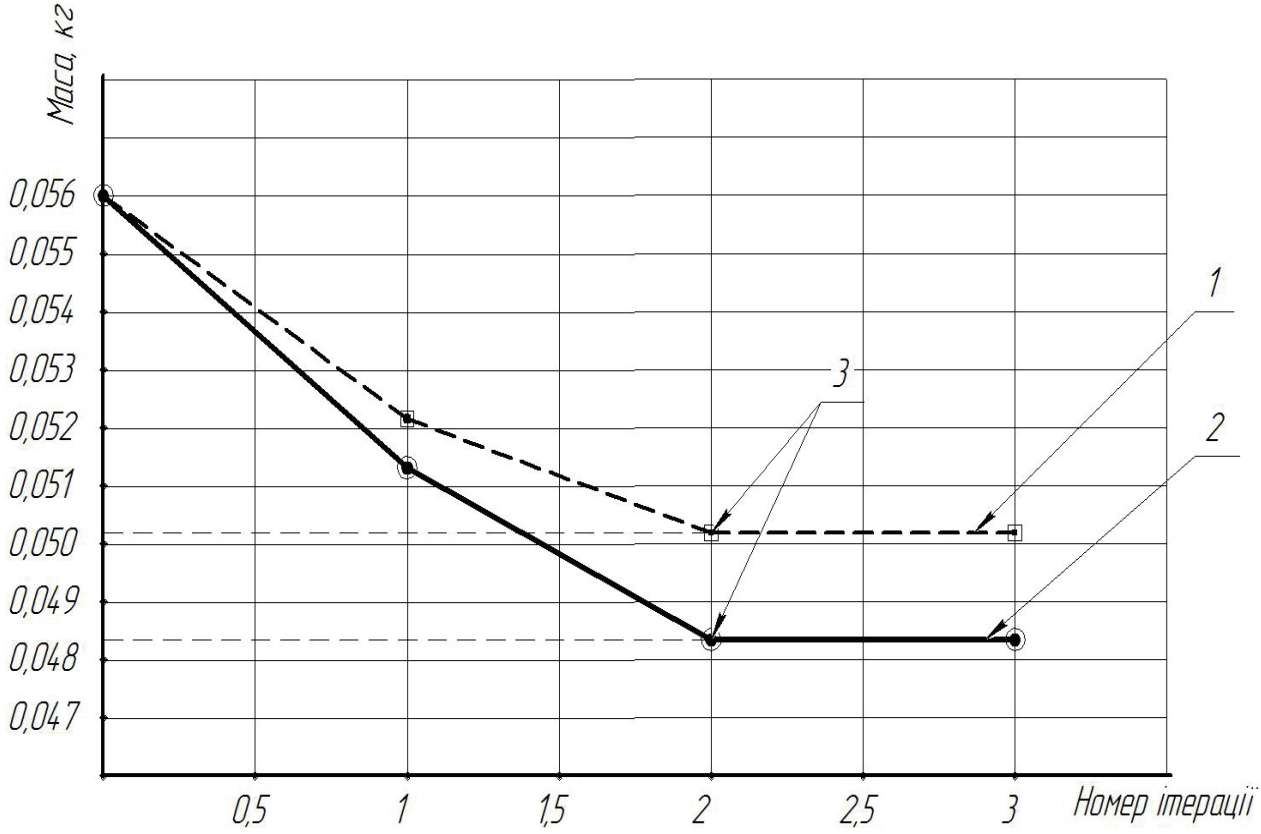


Рис.4. Зміна цільової функції – маси крила по циклам оптимізація:
1 – оптимізація маси крила при технології контактного формування; 2 – оптимізація маси крила при технології вакуумного формування; точки мінімальної маси з врахуванням допустимого напруження матеріалу та технології виготовлення; ■ - розрахункові точки при контактному формуванні; ● - розрахункові точки при вакуумному формуванні.

Висновки

Використання композиційних матеріалів дає змогу оптимально розподілити матеріал по поверхні обшивки крила, що дає змогу отримати конструкцію мінімальної маси. Використання технології контактного та ручного формування дає змогу при низьких часових та фінансових витратах отримати якісну конструкцію мінімальної маси.

При аналізи конструкції виготовленої за двома технологіями отримано результати:

1. Мінімальна маса конструкції крила заданих геометричних розмірів:
    a. При контактному формуванні складає 0,0525 кг.;
    b. При вакуумному формуванні – 0,0484 кг.
2. Різниця оптимальних мас крил з врахуванням умов виготовлення складає 0,0041 кг. (7,8%).
3. Отримана економія маси не є критичного для крил подібних геометричних параметрів, що дає змогу використовувати технологію контактного ручного формування для виготовлення дослідних зразків безпілотних літальних апаратів класу «мікро».

Список літератури

1. М. В. Юхацков Применение композиционных композиционных материалов материалов в в авиастроении авиастроении, основные основные достижения достижения и проблемы [Електронний ресурс]: - Материалы международной научно-практической конференции «Проектирование и производство деталей из композиционных материалов (компьютерные технологии)». г. Санкт-Петербург 7-8 апреля 2009г. – Режим доступу до доповідді - http://www.bee-pitron.ru/files/mash%5Cnew210409%5CD1_02_dokladNIATv3_st.pdf.
2. Ривин Г.Л. ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов летательных аппаратов: Учебное пособие. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 75 с.
3. Фрегер Г.Е., Аптекарь М.Д., Игнатьев Б.Б.,Чесноков В.В., Меликбекян А.Х., Коструб В.А. Основы механики и технологии композиционных материалов: Учебное пособие. - К. : Аристей, 2004. - 524 с.
4. Справочник по композиционным материалам: В 2-х кН. Кн. 1/Под ред. Дж. Любина; пер. с англ. А. Б. Геллера, М.М. Гельмонта; Под ред. Б. Є. Геллера. – М.: машиностроение, 1988. – 448 с.: ил.
5. Оптимальное проектирование композитных материалов: Учебное пособие по курсу "Проектирование композитных конструкций. Ч. II". - М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. - 103 с.: ил.
6. Baker, Alan; Dutton, Stuart; Kelly, Donald Composite Materials for Aircraft Structures (2nd Edition) American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004 – 597 p.
7. Проектирование и конструирование соединений деталей из композиционных материалов / Я.С. Карпов, СП. Кривенда., В.И. Рябков. -Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1997. - 201 с.

УДК 539.4:624.012

М.М. Кундрат, доктор технічних наук,
(*Національний університет водного господарства та природокористування, Україна*)

ГРАНИЧНА РІВНОВАГА ПЛАСТИНИ З СИСТЕМОЮ ГНУЧКИХ ПІДКРІПЛЕНЬ

Подано аналітичний розв'язок задачі про граничну рівноваги півбезмежної пластини з періодичною системою гнучких підкріплень за умов її розтягу розподіленими напруженнями. Виявлено вплив навантаження на розвиток зон передруйнування, розподіли контактних напружень під підкріпленнями та осьових зусиль у них самих. За деформаційним критерієм з'ясовано граничні навантаження можливого відшарування підкріплень чи їх розриву.

Проблема поглибленого вивчення процесів деформування та руйнування структурно неоднорідних тіл постійно користується підвищеною увагою спеціалістів у галузі механіки деформівного твердого тіла. Одним з найважливіших завдань є з'ясування умов зародження й розвитку локального руйнування поблизу дефектів та неоднорідностей природного, технологічного чи експлуатаційного походження, яке дає можливість більш точно прогнозувати і раціонально використати несучу здатність елементів конструкцій.

Дослідження класичної контактної задачі Мелана [1] для ідеально пружного тіла виконано в монографіях А.І. Каландії, Е.І. Григолюка і В.М. Толкачова, Г.Я. Попова, В.М. Александрова і С.М. Мхитаряна, Г.Т. Сулима та широкому колі праць. Використані в них підходи розглядали доволі сильно ідеалізовані схеми, які не враховували можливості виникнення в області країв підкріплень часто спостережуваних зон ослабленого контакту з пластиною чи можливого їх розриву з утворенням більшої кількості таких зон, і тому такі розв'язки містять механічно некоректні сингулярності напружень в околах кінців підкріплень. У цій праці запропонована автором [2–3] модельна схема застосована до аналізу граничної рівноваги в композиції з періодичною системою підкріплень. Постановка задачі дала можливість, зокрема, отримати механічно коректні результати для як завгодно близького (аж до співдотику) їх розміщення.

Постановка задачі та її розв'язання. Розглядаємо плоску задачу теорії пружності для півбезмежної пластини, що розтягується на нескінченності зусиллями $\sigma_{xx}^{\infty} = q$ паралельно до її краю (рис. 1). На відрізках $\left[-a+2nd,\, a+2nd\right],\ n=0,\pm1,\pm2,...$ пластина підкріплена періодичною системою нерозтягливих скінченної міцності на розрив P_{ut} накладок завдовжки $2a$.

Найбільша концентрація напружень в пластині виникає в околах кінців накладок, де насамперед і слід чекати появи зон передруйнування. Максимальні дотичні напруження τ_{max} також мають місце в околах їх кінців уздовж межі з пластиною. Вважаємо, що саме тут і зароджуються зони передруйнування, просуваючись від кожного краю до центральної частини уздовж межі і складаються з двох ділянок: розпушення $L_1 \approx b \le \left|x-2nd\right| \le a$, $n=0$, ±1, ±2, ... та ділянки пластичного деформування $L_2 \approx c \le \left|x-2nd\right| \le b$. У зонах передруйнування виконуються такі крайові умови: на ділянках розпушення (ослабленого контакту) дотичні напруження лінійно зростають від нуля до свого граничного значення τ_s^* –

$$\sigma_{xy}\left(x\right) = \tau_s^* \frac{a-\left|x-2nd\right|}{a-b} sign\left(x-2nd\right) \quad \left(x \in L_1\right), \tag{1}$$

а на ділянках пластичного деформування є сталими –

$$\sigma_{xy}\left(x\right) = \tau_s^* sign\left(x-2nd\right) \quad \left(x \in L_2\right). \tag{2}$$

Тут τ_s^* – адгезійна зсувна міцність контактної межі пластина-накладка, а при пластичному деформуванні – її зсувний поріг пластичності. Значення параметра c знаходимо з додаткової фізичної умови, а b задаємо – умови для обчислення немає, його доцільно пов'язати з розмірами структурних елементів (зерен) матеріалу адгезійного прошарку. Запровадження у

такий спосіб зони передруйнування дає можливість уникнути особливостей напружень в околах кінців накладок та отримати обмежені напруження в усіх точках композиції, які дають механічно коректну картину деформування, що задовольняє також і закон парності дотичних напружень.

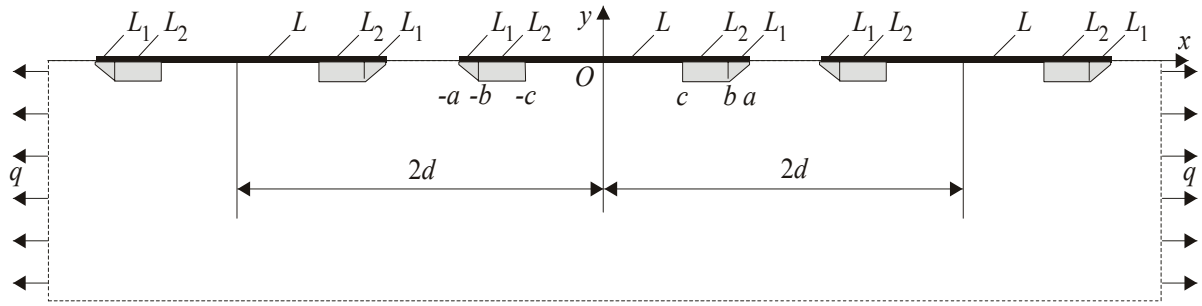


Рис. 1. Схема задачі

На відрізках $|x-2nd|\le c$ пружного деформування зберігається ідеальний контакт і тому деформації там відсутні

$$\partial u(x)/\partial x = 0 \quad (x \in L). \tag{3}$$

Для розв'язування задачі використовуємо відомі [4] подання для напружень і деформацій через комплексні потенціали Колосова-Мусхелішвілі

$$\sigma_{xx}+\sigma_{yy} = 4\,\mathrm{Re}\,\Phi(z),\ \ \sigma_{yy}-i\sigma_{xy} = \Phi(z)-\Phi(\bar z)+(z-\bar z)\overline{\Phi'(z)}, \tag{4}$$

$$2G\,\partial(u+iv)/\partial x = \kappa\Phi(z)+\Phi(\bar z)-(z-\bar z)\overline{\Phi'(z)}, \tag{5}$$

де $z=x+iy$; $\kappa=(3-\nu)/(1+\nu)$ для плоского напруженого стану; $\kappa=3-4\nu$ в умовах плоскої деформації; G,ν — модуль зсуву та коефіцієнт Пуассона матеріалу пластини. З фізичних міркувань повинні також виконуватися умови рівноваги кожного з підкріплень.

Функцію $\Phi(z)$ знайдемо після підставляння формул (4), (5) у крайові умови:

$$\Phi(z) = f_4(a,b,c,d)\sin(\omega z)/\mathrm{X}(z)+(\tau_s^*/2\pi)f_6(z,a,b,c,d), \tag{6}$$

де $f_4(a,b,c,d)=q/4-(\tau_s^*/\pi)f_5(a,b,c,d)$,

$$f_5(a,b,c,d)=\mathrm{X}_1(a,b,d)\left\{\mathrm{X}(b)-\mathrm{X}(a)-\sin(\omega b)\ln\frac{\sin(\omega b)+\mathrm{X}(b)}{\sin(\omega c)}+\sin(\omega a)\ln\frac{\sin(\omega a)+\mathrm{X}(a)}{\sin(\omega c)}\right\},$$

$$f_6(z,a,b,c,d)=\mathrm{X}_1(a,b,d)\left\{\sin(\omega b)\Gamma_1(z,b,c,d)-\sin(\omega a)\Gamma_1(z,a,c,d)+\sin(\omega z)\left[\Gamma_2(z,a,c,d)-\Gamma_2(z,b,c,d)\right]\right\},$$

$\mathrm{X}(z)=\sqrt{\sin(\omega(z-c))\sin(\omega(z+c))}$, $\mathrm{X}_1(a,b,d)=[\sin 0{,}5\omega(a-b)\sin 0{,}5\omega(a+b)]^{-1}$, $\omega=\pi/(2d)$,

$\Gamma_1(z,t,c,d)=\ln(\zeta^-/\zeta^+)$, $\zeta^\pm=\mathrm{X}(z)\sin(\omega t)\pm\mathrm{X}(t)\sin(\omega z)$,

$\Gamma_2(z,t,c,d)=\ln(\xi^-/\xi^+)$, $\xi^\pm=\mathrm{X}(t)\pm\mathrm{X}(z)$.

Формули (4)–(6) цілком описують поля напружень та деформацій у пластині з накладками і дають можливість дослідити умови його коректності та руйнування тіла.

Розміри зон. Із умови обмеженості розв'язку (6) у вершинах зон передруйнування ($x=\pm c$) отримуємо нелінійне рівняння

$$q/(2\tau_s^*)-(2/\pi)f_5(a,b,c,d)=0, \tag{7}$$

яке зв'язує довжину зон передруйнування з навантаженням композиції.

За результатами обчислень на рис. 2 подано залежність довжин зон передруйнування від знерозміреного параметра навантаження $\tilde q = q/(2\tau_s^*)$ для різних довжин накладок (*1* – $\lambda\equiv a/d=1$ (максимально зближені); *2* – $\lambda=0{,}9$; *3* – 0,8; *4* – 0,5; *5* – 0,2; *6* – 0,01). Помітно, що зменшення довжин накладок відчутно скорочує довжину зони передруйнування і вже при $\lambda=0{,}2$ та $\lambda=0{,}01$ їх значення практично збігаються (лінії *5*, *6*). За умови $\lambda=1$ ($a=d$) кінці

накладок дотикаються. Отримані в такому випадку результати можуть бути орієнтиром для дослідження ситуації, що виникає після розриву довгої суцільної накладки на однакові частини завдовжки $2a = 2d$. При $\widetilde{q} < 0{,}5$ для дуже зближених накладок залежність між довжиною зон та навантаженням практично лінійна (лінія *1*). Для великих відстаней між накладками довжина смуг виходить на асимптоту розв'язку для однієї накладки: наприклад, різниця менше 5% при $\lambda <$ 0,25, менше 1% – при $\lambda < 0{,}12$. За фіксованого навантаження $\widetilde{q} = 0{,}2$ найбільше відхилення від асимптоти дорівнює 315%.

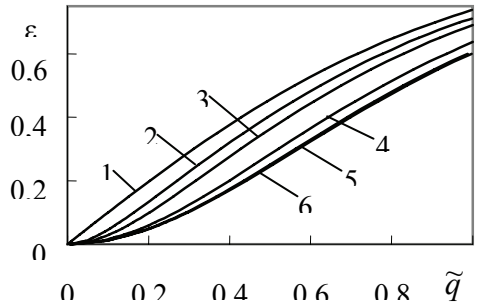


Рис. 2. Довжина зон передруйнування

Відшарування накладок. На відміну від зон пружного контакту, де матеріал пластини нерозривно з'єднаний з накладками, у смугах пластичності та розпушення ($x \in L_1 \cup L_2$) відбувається зміщення (проковзування) точок матеріалу пластини стосовно накладки. Інтегруванням у поданні (5) з урахуванням розв'язку (6) обчислюємо переміщення під накладками:

$$u(x) = \frac{(\kappa+1)\tau_s^*}{4\pi G}\int_c^x f_6(t,a,b,c,d)\,dt \quad (x \le a). \tag{8}$$

Зміщення точок пластини стосовно накладки найбільші при $x = a$ (для $x = -a$ протилежні за знаком). Коли максимальні переміщення $u(\pm a)$ досягають деякого граничного значення δ_{2c}, яке є характеристикою зсувної контактної міцності системи "пластина–накладка" та з'ясовується експериментально, то можлива втрата безпосереднього механічного зв'язку – відбувається його руйнування. Відповідна цьому критеріальна умова

$$u(a) = \delta_{2c}, \tag{9}$$

що характеризує початок відшарування накладки і аналогічна відомій умові δ_c – моделі.

Система рівнянь (7), (9) описує стан граничної рівноваги композиції, коли можливе розшарування між накладками й пластиною, а її розв'язок дає значення відповідного цій ситуації граничного навантаження $q = q^*$.

Контактні дотичні напруження уздовж межі пластина-накладки згідно подання (4), (6) обчислюємо за формулою

$$\sigma_{xy}(x) = \left(2\tau_s^*/\pi\right) f_7(x,a,b,c,d), \tag{10}$$

де $f_7(x,a,b,c,d) = \mathrm{X}_1(a,b,d)\left[\sin(\omega a)\Gamma_3(x,a) - \sin(\omega b)\Gamma_3(x,b) + \sin(\omega x)\left(\Gamma_4(x,a) - \Gamma_4(x,b)\right)\right]$,

$$\Gamma_3(x,t) = arctg\frac{\sin(\omega x)\mathrm{X}(t)}{\sin(\omega t)\mathrm{X}_2(x)}, \qquad \Gamma_4(x,t) = arctg\frac{\mathrm{X}_2(x)}{\mathrm{X}(t)},$$

$\mathrm{X}_2(x) = \sqrt{\sin(\omega(c-x))\sin(\omega(c+x))}$.

Навантаження сюди входить опосередковано через значення довжини зон за рівнянням (7).

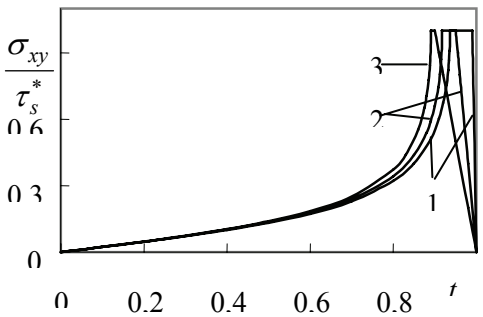


Рис. 3. Контактні напруження

На рис. 3 подано розподіл дотичних напружень уздовж правої половини накладки (на лівій – картина симетрична) за фіксованих навантажень $\widetilde{q} = 0{,}2$ та відстані між накладками $\lambda = 0{,}5$ ($t = x/a$, координата $t = 1$ відповідає точці $x = a$, $t = 0$ – середині накладки): довжини ділянок розпушення $\gamma \equiv (a-b)/a$ для лінії *1* – $\gamma = 0{,}01$ (при цьому згідно рівняння (7) довжина зони $\varepsilon = 0{,}0636$); *2* – $\gamma = 0{,}05$ ($\varepsilon = 0{,}0829$); *3* – 0,1 ($\varepsilon = 0{,}10936$). Основна частина контактних дотичних зусиль передається підкріпленню в околах його кінців і у центральній області вони вже порівняно невеликі. Зміна довжини ділянки розпушення γ впливає на розподіл контактних напружень лише біля кінців

накладки, не змінюючи картину розподілу в її центральній частині. Зближення накладок супроводжується збільшенням області підвищеної концентрації напружень в околах кінців (більшою зоною пластичного деформування).

Розривання накладки. Дотичні напруження уздовж поверхні зчеплення пластини з накладкою (10), (1), (2) спричиняють у поперечному перерізі останньої осьове зусилля, середнє значення якого дає формула

$$P(x) = \int_x^a \sigma_{xy}(t)dt\,. \qquad (11)$$

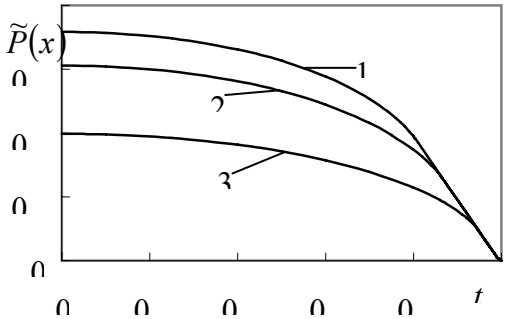


Рис. 4. Розподіл осьових зусиль

Зі зближенням накладок зусилля зростає і найбільшого значення досягає посередині. На рис. 4 подано його розподіл при сталій ділянці розпушення $\gamma = 0{,}01$ та різних відстанях між накладками: для лінії *1*– $\lambda = 1{,}0$ ($\varepsilon = 0{,}19691$), для лінії *2*– $\lambda = 0{,}9$ ($\varepsilon = 0{,}13564$), *3* – $\lambda = 0{,}2$ ($\varepsilon = 0{,}05369$). Для практично невзаємодіючих накладок (лінія *1*) значення максимального зусилля (при $x = 0$, $t = 0$) за однакового навантаження $\widetilde{q} = 0{,}2$ на 44% менше у порівнянні з максимально зближеними.

Зі збільшенням навантаження та розвитком зон передруйнування осьові зусилля також зростають. Збільшення розривних зусиль у накладках відбуватиметься до початку їх відшарування чи, що те саме, до моменту досягнення відносними переміщеннями точок пластини стосовно накладки граничного значення δ_{2c}. Тому максимальні осьові зусилля $P_{\max}$, на які необхідно орієнтуватися під час вибору накладки, знаходимо розв'язуючи систему рівнянь (9), (11) та прийнявши $P(0) = P_{\max}$.

З іншого боку, міцність накладки на розрив обмежена. Для запобігання її розриву необхідно, щоб осьові зусилля не перевищували межі міцності накладки на розтяг P_{ut}: $P_{\max} \le P_{ut}$. Приймаючи останню умову за критеріальну і розв'язавши систему рівнянь (7), (11) за умови $P(0) = P_{ut}$, отримуємо граничне значення навантаження $q = q^{**}$ розриву накладки.

Висновки. Запроваджено двофазну зону передруйнування (ослабленого контакту) у пластині з періодичною системою накладок, що дало можливість уникнути сингулярності напружень в околах їх країв та отримати механічно коректні обмежені напруження в усіх точках композиції. Досліджено вплив навантаження, довжини зони розпушення, відстані між накладками на розвиток смуг передруйнування, розподіли контактних напружень під накладками та осьових зусиль у самих накладках.

З використанням деформаційного критерію отримано формули для граничного значення навантаження, при якому відбуватиметься відшарування накладки. Умова, що зусилля розтягу у накладках не може перевищувати їх міцності, дає граничні навантаження, за яких можливий їх розрив.

Список літератури

1. *Melan E.* Ein Beitrag zur Theoric geschweisster Verbindungen // Ingenieur Archiv. – 1932. – Bd. 3. – Heft 2. – S. 123-129.

2. *Кундрат М.М.* Дослідження механізмів руйнування в ортотропній півплощині з накладкою // Машинознавство. – 2002. – №2. – С. 12-16.

3. *Кундрат М.М.*, *Сулим Г.Т.* Термопружна рівновага півбезмежної пластини з жорсткою гнучкою накладкою // Тези доп. П'ятого українсько-польського наукового симпозіуму "Актуальні задачі механіки неоднорідних структур" (Львів-Луцьк, 18-23 вересня 2003 р.). Львів: ЛДУ, 2003. – С. 54-55.

4. *Мусхелишвили Н.И.* Некоторые основные задачи математической теории упругости. – М.: Наука, 1966. – 707 с.

УДК: 620.179.1

М.В. Карускевич, кандидат технических наук,С.В. Щепак,
(Национальный авиационный университет, Украина)
Е.Н. Бердникова, кандидат технических наук,О.С. Кушнарева,
(Институт електросварки им. Е.О. Патона НАН Украины, Украина)

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ И РАЗВИТИЯ УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ПЛАКИРОВАННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВАХ

Методами оптической и растровой электронной микроскопии исследовался процесс формирования и развития трещин в листовом материале Д16АТ. Показана роль плакирующего слоя в процессе разрушения. Установлена взаимосвязь между критическими значениями насыщенности деформационного рельефа поверхности и живучестью конструктивных элементов, изготовленных из плакированных алюминиевых сплавов.

Введение

Безопасная эксплуатация самолетов при сохранении высокой экономической эффективности обеспечивается на основании принципа живучести.

Прогнозирование живучести в настоящее время выполняется методами механики разрушения. Основой для таких расчетов являются данные о напряженном состоянии в кончике трещины и характеристики материала.

Физико-механические свойства металла, работающего в условиях циклического нагружения, изменяются в процессе усталости. Для ряда металлов степень поврежденности может быть оценена по деформационному рельефу, формирующемуся на поверхности. К таким материалам относятся плакированные алюминиевые сплавы.

Ранее было показано, что по параметрам деформационного рельефа можно прогнозировать достижение критического состояния. Критическим состоянием считалось формирование трещины.

В представленной работе показана возможность прогнозирования живучести по регрессионным моделям, связывающим параметры деформационного рельефа, сформировавшегося у концентратора напряжений к моменту появления трещины, с продолжительностью стадии распространения усталостной трещины.

Формирование трещины в плакирующем слое

Несмотря на применение новых композиционных материалов, алюминиевый сплав Д16АТ остается одним из наиболее широко применяемых материалов в авиационных конструкциях. На самолетах зарубежного производства широкое применение получил сплав 2024 Т3, который по составу и по механическим характеристикам аналогичен сплаву Д16АТ.

Для защиты от коррозии листовой сплав Д16АТ плакируется алюминием, толщина которого составляет 5-7% от толщины листа. Именно плакирующий слой и является носителем информации о накопленном усталостном повреждение. Показателем накопленного повреждения является деформационный рельеф, который формируется под действием циклически повторяющихся нагрузок [1-3]. Предложенные параметры деформационного рельефа позволяют прогнозировать достижение критического состояния. В проведенных ранее исследованиях критическим состоянием считалось появление усталостной трещины.

Особенности формирования трещины, ее развитие и связь ее кинетических характеристик с деформационным рельефом, сформировавшимся у концентратора напряжений к моменту возникновения трещины, рассмотрены в представленной работе.

Исследовались образцы, испытанные при 60,0 МПа; 70,0 МПа; 80,0 МПа. Число циклов до формирования усталостной трещины длиной 1,0 мм составляло от 37000 до 322200 для

образцов, испытанных при 60,0 МПа; от 40000 до 170400 для образцов, испытанных при 70,0 МПа; от 8800 до 66000 для образцов, испытанных при 80,0 МПа.

Число циклов до разрушения находилось в диапазоне от 76700 до 340000 для образцов, испытанных при 60,0 МПа ; от 81600 до 215600 для образцов, испытанных при 70,0 МПа ; от 20500 до 61900 для образцов, испытанных при 80,0 МПа.

Сканирующая электронная микроскопия (микроскоп CEM-515 фирмы «Philips») показала, что усталостная трещина формируется в плакирующем слое.

Это указывает на связь состояния плакирующего слоя с процессом разрушения, т.е. с продолжительностью инкубационной стадии и стадии распространения трещины.

На рис. 1 показана поверхность разрушения одного из испытанных образцов. Исследованиями очага разрушения установлено, что трещина возникла от участка размером порядка 50 мкм, локальный концентратор зарождения трещины - ослабление границы зерен. Магистральное разрушение развивалось внутризёренно, радиально распространяясь от очага. Характер разрушения – транскристаллитное хрупкое в сочетании с квазихрупким.

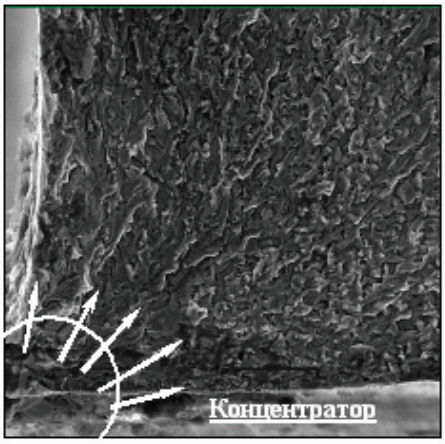


Рис.1. Очаг разрушения. Стрелками показано начальное направление распространения трещины

Критическое значение параметра повреждения D

Одним из показателей накопленного усталостного повреждения является деформационный рельеф, формирующийся у концентраторов напряжений на поверхности плакирующего слоя алюминиевых сплавов. Среди количественных параметров деформационного рельефа наиболее эффективным является параметр повреждения D, который определяется как численное отношение площади поверхности с рельефом к площади поверхности без признаков микропластической деформации. Определение параметра повреждения выполняется компьютеризированным оптическим методом, предполагающим анализ участка поверхности размером 0,2 х 0,2 мм непосредственно у концентратора напряжений.

Значение параметра D при котором возникает трещина можно назвать критическим. Очевидно, что в случае отсутствия иных факторов, инициирующих старт трещины, критический параметр повреждения должен быть константой материала, характеризующей предельную локальную поврежденность. Однако, наличие включений, микроконцентраторов напряжений, кристаллографическая анизотропия могут привести к такому уровню локализации поврежденности, который не находит отражения в значении параметра повреждения. Проведенные исследования показывают, что различие в значениях критического параметра повреждения при некоторых режимах нагружения может достигать 20%.

Таким образом, можно говорить о значительном разбросе характеристик материала, в котором происходит развитие трещины, и предположить влияние критического значения параметра повреждения на скорость развития трещины.

Методически оптимальным является способ определения параметра D, основывающий на мониторинге параметра повреждения в процессе циклического нагружения. Рис. 2 иллюстрирует указанную процедуру. Максимальное значение параметра повреждения, соответствующее появлению трещины составляет 0,101. Испытание проводилось при максимальном напряжении цикла σ_{max}=70 МПа.

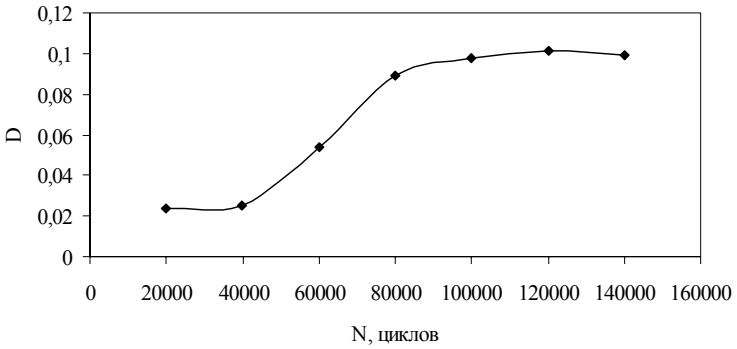


Рис. 2. График изменения параметра повреждения D в ходе циклического нагружения

Исследование связи между критическим параметром повреждения и живучестью

Исследовались образцы алюминиевого сплава Д16АТ размером 300х80х1,5 мм с боковым надрезом. Для исследования связи между критическим параметром повреждения и живучестью проведено три серии усталостных испытаний при напряжениях пульсирующего цикла: 1) 60,0 МПа; 2) 70,0 МПа; 3) 80,0 МПа. Коэффициент асимметрии R=0, частота нагружения 11,0 Гц.

Для каждого образца был определен критический параметр повреждения $D_{крит.}$. Результаты исследований сведены в таблицу 1.

Таблиця 1 – Результаты определения критического значения параметра повреждения

Напря-жение, МПа	$D_{крит.}$ для образцов 1-12												Сред. знач. $D_{крит.}$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
60,0	0,019	0,117	0,046	0,136	0,167	0,198	0,084	0,055	0,036	0,095	0,245	0,152	**0,113**
70,0	0,050	0,183	0,179	0,108	0,154	0,175	0,198	0,302	0,284	0,142	0,134	0,070	**0,165**
80,0	0,156	0,293	0,116	0,163	0,185	0,171	0,181	0,109	0,102	0,206	0,095	0,324	**0,175**

Максимальное отклонение критического параметра ($D_{крит.)}$ от его среднего значения ($D_{крит.сред.}$) составляет:

- для образцов, испытанных при 60,0 МПа -9%
- для образцов, испытанных при 70,0 МПа - 13%;
- для образцов, испытанных при 80,0 МПа - 15%.

В ходе эксперимента фиксировалось количество циклов $N_{трещ}$, при котором трещина достигала длины 1,0 мм, количество циклов, при котором образец разрушался $N_{разр.}$ и определялась живучесть образца $N_{жив}$, как разность между количеством циклов, при котором образец разрушился и количеством циклов, при котором появилась трещина.

Таким образом:

$$N_{жив.} = N_{разр.} - N_{трещ.}$$

Выбор длины начальной трещины 1,0 мм обусловлен возможностями оптического контроля. Трещина длиной 1,0 мм определяется достаточно надежно и с точностью не менее 0, 05 мм.

На рис. 3 представлен график зависимости живучести образцов алюминиевого сплава от критического параметра повреждения. Испытания проведены при напряжении 80,0 МПа.

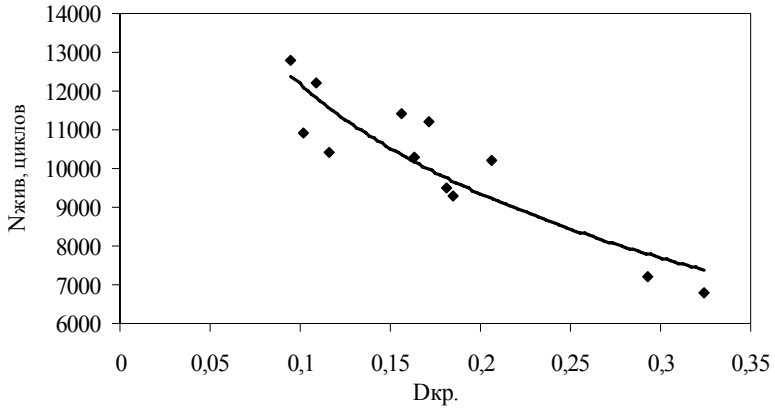


Рис. 3. График зависимости живучести алюминиевого сплава от критического параметра повреждения. Величина достоверности аппроксимации R^2=0,7892

Представленный график отражает связь локальной поврежденности материала в зоне формирования трещины со скоростью ее развития. Как видно из графика, увеличение поврежденности, характеризуемое критическим значением параметра D, приводит к увеличению скорости распространения трещины.

Выводы

Критическое значение параметра повреждения D является характеристикой локальной поврежденности, определяющей условия старта усталостной трещины. Существует тесная корреляционная связь между критическим значением параметра повреждения D, характеризующем поврежденность материала к моменту старта усталостной трещины, и продолжительностью стадии живучести. Это позволяет прогнозировать длительность развития усталостной трещины, что является одним из необходимых условий эксплуатации авиационных конструкций по состоянию и может способствовать оптимизации натурных заводских испытаний новых самолетов.

Литература

1. Диагностика усталости плакированных алюминиевых сплавов / *С.Р.Игнатович, М.В.Карускевич, В.М.Пантелеев [и др.]* // Вестник НТТУ КПИ. Машиностроение. – 2002. –№ 43. – С. 53-55.

2. *Игнатович С.Р.* Эволюция поврежденности сплава Д16АТ у концентратора на стадии до зарождения усталостной трещины / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, О.М. Карускевич // Авиационно-космическая техника и технология. Науч.-технич. журнал Нац.аэрокосм.ун-та им.Н.Е.Жуковского. ХАИ – 2004. – № 4 (12). – С. 29-32.

3. Моніторинг утоми конструкційних алюмінієвих сплавів / С.Р.Игнатович, М.В.Карускевич, О.М.Карускевич [та ін.] // Вісник НАУ. – 2004. – № 1 (19). – С. 88–91.

УДК 629.735.036:539.4(076-5)

Н.І. Бурау, доктор технічних наук
(Національний технічний університет «Київський політехнічний інститут», Україна),
С.Р. Ігнатович, доктор технічних наук, С.І. Йовенко, кандидат технічних наук,
В.В. Ратинський, кандидат технічних наук
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИКОРИСТАННЯ МЕТОДІВ ВІБРОАКУСТИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ ДЛЯ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Метою досліджень була оцінка технічного стану лопатей несучих гвинтів (ЛНГ) вертольота Ка-26, які мали максимальні напрацювання строку служби і ресурсу, з використанням методів віброакустичної діагностики, для розробки висновку про можливість експлуатації ЛНГ вертольота Ка-26 зі збільшеними строками служби.

Вступ

Дослідження технічного стану ЛНГ вертольота Ка-26 згідно вимог регламенту його технічного обслуговування [1-3] не передбачає використання апаратурних засобів неруйнівного контролю (НК). Здебільшого це пов‘язано з відсутністю надійних та практичних засобів НК ЛНГ, які мають багатошарові конструкції з неметалевих матеріалів [4-11, 12, 13]. Але при цьому необхідно гарантовано виявляти розшарування склопластику лонжерона під шаром шпаклівки та лакофарбового покриття, під гумовим покриттям носка лопаті, непроклеї між хвостовими секціями та лонжероном, між обшивкою секцій та пінопластовим наповнювачем і т. д. Зрозуміло, що використання лише візуальних методів контролю, прощупувань або простукувань стукалками несе значну долю суб‘єктивізму й потребує високих професійних навичок обслуговуючого персоналу.

Для контролю ЛНГ вертольота Ка-26 необхідно використовувати метод вільних коливань, при якому перетворювач у вигляді ударника короткочасно контактує з контрольованим об‘єктом, після чого він уже не впливає на характер вільних коливань об‘єкта. Тому спектр останніх визначається тільки параметрами контрольованого об‘єкта (про експериментальну частину досліджень буде обумовлено в окремій доповіді на цій МНТК).

Одним з найбільш теоретично досліджених та поширених на практиці методів вібраційної та акустичної діагностики елементів конструкцій є низькочастотний (0…25 кГц) віброакустичний метод вільних коливань (МВК), що полягає в ударному збудженні вільно згасаючих пружних коливань об'єкта діагностики (ОД) та подальшому аналізі їх параметрів і характеристик [14].

Для діагностики використовується інтегральний і локальний варіанти МВК, за якими аналізуються коливання ОД як єдиного цілого чи визначеної його частини.

Метод дає можливість контролю як елементів металевих конструкцій, так і неметалевих елементів з матеріалів з малими модулями Юнга та значними коефіцієнтами затухання пружних коливань (гуми, пластиків, багатошарових композитних матеріалів і т. ін.) і є ефективним для виявлення початкових міцнісних пошкоджень, дефектів розшарування, порушення суцільності з‘єднань, що мають місце на поверхні елементів, або ж знаходяться на деякій глибині (до 30 мм в пластиках).

Одним з важливих етапів вказаного вище процесу діагностики є обробка виміряних вібраційних та/або акустичних сигналів з метою виділення інформаційних діагностичних ознак дефектів розшарування багатошарових структур та порушення суцільності з‘єднань.

Особливості та труднощі процесу визначення інформативних діагностичних ознак, що є чутливими до зародження і розвитку дефекту та інваріантними до завад, визначають вимоги до вибору методів обробки діагностичної інформації. Важливими факторами при

цьому є порівняно малі змінювання корисних сигналів (чи їх складових) за наявності вимірювальних шумів та нестаціонарність виміряних сигналів. Найчастіше при визначенні стану ОД за методом вільних коливань обробці підлягають сигнали, що відповідають локально-нестаціонарній моделі, причому наявність в сигналі локальної нестаціонарності зазвичай пов‘язано з порушенням суцільності матеріалу ОД, з локальним змінюванням його властивостей у часі або просторі, а також мають місце при нестаціонарному чи локально-нестаціонарному вібраційному збудженні об‘єкта.

Як показано в [15] для визначення грубих дефектів найчастіше обмежуються аналізом узагальнених енергетичних характеристик сигналів (спектрально-кореляційних), але для вирішення задачі виявлення дефектів на ранній стадії їх розвитку необхідно використовувати більш тонкі методи обробки інформації. Для вирішення поставленої діагностичної задачі найбільш ефективними методами обробки сигналів та виділення характерних складових діагностичної інформації є наступні.

- **Спектральне оцінювання за методом MUSIC**

Віброакустичний сигнал, що випромінюється вільними коливаннями багатошарових конструкцій складної форми, зазвичай містить множину інформативних вузькосмугових складових на фоні широкосмугового вимірювального шуму. Наявність початкових дефектів, пов‘язаних з порушенням суцільності матеріалу чи з‘єднань, буде спонукати до порівняно малих змінювань параметрів вільних коливань ОД та їх спектральних характеристик. Тому для спектральної обробки таких багатоскладових сигналів доцільно застосовувати методи, що мають високу роздільну здатність, наприклад, алгоритм множинної класифікації сигналів MUSIC (multiple signal classification).

Даний алгоритм відноситься до класу методів спектрального оцінювання, що базується на аналізі власних значень автокореляційної матриці.

Інформація, що міститься в автокореляційній матриці (чи матриці даних), розділяється на два підпростори – підпростір сигналу ($i = \overline{1, M}$) і підпростір шуму ($i = \overline{M+1, p+1}$). Якщо для обробки інформації використовуються тільки власні вектори підпростору сигналів, то виключення з розгляду основної частини внеску шуму в автокореляційну матрицю (чи матрицю даних) призводить до збільшення відношення сигнал / шум. З іншого боку, вектори сигналу ортогональні всім векторам та їхнім лінійним комбінаціям у підпросторі шуму, тому використання власних векторів підпростору шуму дає можливість отримати спектральні псевдооцінки вузькосмугових складових сигналу, які мають набагато вищу роздільну здатність, порівняно до авторегресійних методів спектрального оцінювання. Такі частотні псевдооцінки є результатом використання алгоритму множинної класифікації сигналів MUSIC.

- **Оцінювання показників затухання вузькосмугових складових сигналу за методом Проні**

Одним з проявів згадуваних вище дефектів є змінювання коефіцієнтів затухання вільних коливань. Для оцінки коефіцієнтів затухання чи відносних показників використовується метод Проні, який полягає в апроксимації вибірки, що містить N точок множини даних, q-членною моделлю комплексних експонент.

Оцінка невідомих параметрів за методом Проні визначається за оцінками коефіцієнтів дискретної передаточної функції деякого фільтра з кінцевою імпульсною характеристикою. В якості імпульсної характеристики фільтра використовується N - точкова вибірка з множини оброблюваних даних, причому, дискретна передаточна функція фільтра тотожно дорівнює перетворенню, яке записано через шукані параметри. Таким чином, після визначення параметрів передаточної функції фільтра знаходимо її полюси, за якими визначаються оцінки частоти f_i та коефіцієнта затухання $б_i$ і- тої гармонічної складової сигналу.

- **Використання безрозмірних амплітудних дискримінант**

Для діагностики початкових дефектів розшарування та порушення з‘єднань за МВК

ефективним є використання безрозмірних параметрів виміряних віброакустичних сигналів, так званих амплітудних дискримінант [15, 16]. Це зумовлено, в першу чергу, тим, що діагностичні ознаки, пов‘язані з абсолютними значеннями характеристик вимірюваних сигналів, не є інваріантними і залежать від значної кількості побічних факторів, що впливають на їх значення.

Для визначення безрозмірних амплітудних дискримінант використовується подання виміряної амплітуди віброакустичного процесу $x(t)$ у вигляді моменту n-го порядку.

Амплітудні значення оцінюються за різних n, а також використовуються безрозмірні амплітудні дискримінанти, сформовані з компонент з різним порядком m:

- **Використання спектральних характеристик вищих порядків**

Для зменшення залежності діагностичних ознак від впливу завад в задачах діагностики доцільно використовувати поліспектральний аналіз, що грунтується на визначенні кумулянтів та спектральних характеристик вищих порядків (біспектрів, триспектрів, бікогерентності і т. ін.) [17, 19]. Такі спектральні характеристики, крім значного послаблення шумових складових сигналу, дають змогу виділити ті частини спектру, які статистично пов‘язані між собою, визначити наявність комбінаційних та модуляційних частот, виявити змінювання фазових співвідношень між кратними частотними складовими сигналу.

- **Частотно-часовий аналіз сигналів**

Вплив дефектів розшарування та порушення з‘єднань призводить не тільки до збагачення спектральних характеристик вільних коливань, але й змінює характер спектра за часом. Для отримання більш повної інформації про спектральні характеристики виміряних сигналів використовуються методи частотно-часового аналізу, в основі яких лежить псевдорозподіл Вігнера – Вайла [19].

Частотно-часові методи аналізу дають змогу визначити коли і які саме частотні складові виміряного сигналу і є ефективними при обробці нестаціонарних сигналів. В результаті обробки сигналу за даним методом отримуємо вібраційні (або акустичні) портрети у вигляді зображень з визначеним числом рівнів інтенсивності частотно-часового перетворення.

- **Масштабно-часовий аналіз сигналів**

Найбільш ефективними на сьогоднішній день є методи обробки інформації, які основані на масштабно-часових перетвореннях, такі, наприклад, як вейвлет-перетворення (ВП), тобто хвильове перетворення [18, 20].

Подібно до розкладання сигналу на гармонічні складові різної частоти за перетворення Фур’є, ВП – це розкладання сигналу на масштабовані та переміщувані версії базового (материнського) вейвлета. В такому разі сигнали з різкими змінами будуть краще проаналізовані за нерегулярним вейвлетом, ніж за плавною гармонічною функцією. Крім цього, локальні характерні особливості сигналу також краще описуються вейвлетами, що мають обмежену (локальну) тривалість.

В процесі перетворення відбувається розкладання сигналу за ієрархічним набором апроксимацій a_j, які отримані при обробці сигналу з великими значеннями a та характеризують його низькочастотні складові, та деталей d_j, що отримані в процесі перетворення з малими значеннями a та характеризують високочастотні складові сигналу. Так як процес розподілу є ітераційним, то теоретично число рівнів розподілу j буде нескінченним, але для практичного застосування його значення вибирається виходячи з інформативності отриманих розкладань. При цьому кожний наступний рівень розкладання вміщує уточнюючу інформацію про високочастотні складові сигналу, чим доповнює інформацію попереднього рівня. Кожна деталь розкладання визначається як різниця між двома послідовними апроксимаціями, тоді сигнал буде являти собою суму апроксимації на останньому рівні та всіх деталей.

В загальному випадку обробка діагностичної інформації проводиться паралельно за вказаними методами, або при їх послідовному використанні на етапах первинної та вторинної обробки, що є доцільним при діагностуванні дефектів на етапі їх зародження та

початкового розвитку.

За результатами обробки виміряних сигналів проводиться формування простору діагностичних ознак та їх аналіз для прийняття рішення про технічний стан ОД. Однією з основних вимог при виборі діагностичних ознак є висока чутливість ознаки до змінювання деякого узагальненого параметра, що характеризує дефект.

Висновки

Ефективна експлуатація авіаційної техніки (АТ) пов'язана з підвищенням її ресурсу при забезпеченні високого рівня надійності. Застосування методів неруйнівного контролю технічного стану АТ дозволяє виявляти несправності конструктивних елементів на ранніх стадіях розвитку та забезпечує можливість найбільш повного використання закладених в їх конструкції ресурсних можливостей.

Список літератури

1. *Вертолет Ка-26* / Н.Ф. Суриков, Г.И. Иоффе, А.А. Дмитриев, Е.Г. Пак. М.: Транспорт, 1982. – 221 с.
2. *Инструкция* по ремонту лопастей Н-1 вертолета Ка-26 в полевых условиях. АО «Камов», 24 с.
3. *Инструкция* по дефектации и ремонту лопастей Н-1 (Н-1М) вертолета Ка-26 при увеличении им ресурса (срока службы) по «Программе №26-130-47/93», АО «Камов». – 41 с.
4. *Ганюшкин Ю.П.* Исследование несущей способности лопасти из комбинированного композиционного материала. Автореф. дис. …М.: МАИ, 1977. – 17 с.
5. *Мотовилин Г.В.* О прочности клеевых соединений. Л.:1965. – 28 с.
6. *Неразрушающие* методы контроля конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов в производстве и эксплуатации: Учебное пособие / В.В. Буланов и др. ХАИ, 1988. – 90 с.
7. *Неразрушающие* методы контроля авиаконструкций. – М.: ЦАГИ, 1986. – 92 [4] / Библиогр. список.
8. *Технология* изготовления клееных конструкций / Таннер У.К., Акер С.К., Спенсер Р.У. и др. Под ред. М. Боднара. Пер. с англ. М.: Мир, 1975. – 475 с.
9. *Спитко Р.Дж.,* Янг Х. Разработка лопасти несущего винта из стеклопластика для вертолета СН-47С. МГА. КИИГА. НИО. БНТИ. Перевод №817.
10. *Трунин Ю.П.* Исследование выносливости стеклотекстолитов для лонжеронов лопастей несущего винта вертолета. Автор. Дис….к.т.н. М.: ЦАГИ, 1973. – 36 с.
11. *Фрейдин А.С.* Прочность и долговечность клеевых соединений. 2-е изд. М.: Химия, 1981. 270 с.
12. *Эксплуатация* и ремонт вертолетов за рубежом / Кручинский Г.А., Павловский Н.И., Суриков Н.Ф. и др. М.: Транспорт, 1977. 136с.
13. *Фельдман Л.С.* Неразрушающий контроль качества клеесварных соединений. К.: Техника, 1973. 188 с.
14. *Ланге Ю.В.* Акустические низкочастотные методы и средства неразрушающего контроля многослойных конструкций. М.: Машиностроение, 1991. – 272 с.
15. *Виброакустическая* диагностика зарождающихся дефектов / Ф.Я. Балицкий, М.А. Иванова, А.Г.Соколова, Е.И.Хомяков. – М.: Наука, 1984. – 119 с.
16. *Бурау Н.І.*, Сопілка Ю.В. Виділення діагностичних ознак початкових міцнісних дефектів в елементах машин і механізмів // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2002. - №5. – С. 54-58.
17. *Бурау Н.И.* О новых направлениях в развитии виброакустических методов диагностики прочностных дефектов в лопатках газотурбинных двигателей // Вибрации в технике и технологии. – 2001. – №4. – С. 45-48.
18. *Бурау Н.И.*, Марчук П.И., Тяпченко А.Н. Анализ современных методов обработки акустических сигналов для их использования в задачах виброакустической диагностики // Акустичний вісник. – 2001. – 4, №4. – С. 3-10.
19. *Cohen L.* Time-frequency distribution – A review// Proc. IEEE, vol.77, No7, 1989, pp. 941-981.
20. *Mallat S. A*. Theory for Multiresolution Signal Decomposition: The Wavelet Representation// IEEE Trans. PAMI, vol.11, July, 1989, pp. 674-693.

УДК 629.735.036:539.4(076-5)

Н.І. Бурау, доктор технічних наук,
(Національний технічний університет «Київський політехнічний інститут», Україна);
С.І. Йовенко, кандидат технічних наук,
В.В. Ратинський, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

РЕЗУЛЬТАТИ ВІБРОАКУСТИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ ЛОПАТЕЙ НЕСУЧИХ ГВИНТІВ

В статті представлено результати дослідження технічного стану лопатей несучих гвинтів (ЛНГ) вертольота Ка-26 з використанням методів віброакустичної діагностики.

Вступ

Дослідження технічного стану лопатей несучих гвинтів вертольота Ка-26 проводились на підставі Робочої програми [1] та згідно з "Технологією виконання експериментальних досліджень технічного стану лопатей несучих гвинтів вертольота Ка-26 з метою визначення можливості експлуатації понад 14 років" [2]. Для проведення досліджень в експлуатаційних підприємствах були відібрані 4 ЛНГ (по дві лопаті верхнього та нижнього гвинтів) вертольота Ка-26, які мали календарний строк служби та напрацювання в льотних годинах в межах початково встановлених термінів та ресурсів.

Дефекти клейових з'єднань пов'язані з декількома факторами:

- зниженою міцністю клейового з'єднання, що може бути результатом недостатньої підгонки склеюваних поверхонь, їхнього очищення, непроклеїв, недостатніх зусиль до склеюваних деталей, підвищеної в'язкості клею, недостатньої товщини клейового шару;
- пористістю клейового шару (залишки розчинника в шарі, недостатність стискаючих зусиль);
- потовщеним клейовим прошарком.

Проведена перевірка стану клейових з'єднань згідно регламенту технічного обслуговування вертольота Ка-26 не виявила непроклеїв по всій площі клейових з'єднань в усіх 4-х ЛНГ.

Аналіз вільних коливань контрольних зразків лопаті за відсутності та наявності дефектів

Для визначення можливості використання методу вільних коливань при НК розшарувань багатошарової структури та порушень суцільності неметалевих елементів конструкції ЛНГ були спеціально виготовлені натурні контрольні зразки ЛНГ. Вони виготовлялись шляхом відрізання частини ЛНГ (довжиною близько 50 см) з подальшим штучним внесенням розшарувань окремих склотканин лонжерона та порушень клейового з'єднання між обшивкою та пінопластовим заповнювачем хвостових відсіків лопаті. Розміри внесених дефектів становили від 0,5 до 1 см^2.

В ході подальших досліджень в лопатях збуджувались вільні низькочастотні коливання шляхом їх простукування з допомогою ударника як по бездефектних ділянках, так і безпосередньо над місцем дефекту. Вільні коливання лопатей записувались в комп'ютері з допомогою п'єзоелектричного перетворювача для подальшої обробки сигналів.

Аналіз вільних коливань елемента лонжерона

Для діагностики дефектів типу розшарування багатошарової структури лонжерона було використано сигнали вільних коливань елемента лонжерона, які являють собою імпульсні відгуки елемента при багаторазовому (5-6 ударів) миттєвому ударному збудженні за відсутності та наявності дефекту розшарування.

- **Спектральне оцінювання за методом MUSIC**

Для кожного з отриманих імпульсних відгуків проведено оцінювання спектральної щільності потужності (СЩП) за методом MUSIC (розмір підпростору сигналу p=16). І за відсутності, і за наявності дефекту оцінки СЩП для розглянутих імпульсних відгуків практично співпадають в межах одного об‘єкта діагностики (за винятком оцінки СЩП шостого відгуку елемента лонжерона з дефектом), що дає можливість для подальшого аналізу використовувати поодинокі імпульсні відгуки для їх обробки, або ж використовувати осереднені характеристики коливань. Осереднені оцінки СЩП за методом MUSIC імпульсних відгуків елемента лонжерона за відсутності та наявності дефекту для вибраних розмірів підпростору сигналу p=16 та p=64 показали, що наявність дефекту розшарування призводить до зменшення частоти основної спектральної складової з 620 Гц до 480 Гц та зменшення її інтенсивності в межах 10 дБ. Збільшення розмірів підпростору сигналу дає можливість виділити частотні складові, що є кратними основній гармоніці, які зумовлені наявністю дефекту, причому інтенсивність складових оцінки на 2-5 гармоніках знаходиться в межах 70-75 дБ, а з подальшим ростом номеру гармоніки їх інтенсивність спадає.

- **Визначення безрозмірних амплітудних дискримінант**

Для виміряних імпульсних відгуків проведено оцінювання безрозмірних амплітудних дискримінант, а саме коефіцієнта форми J_1, коефіцієнта ймовірності J_2, коефіцієнта імпульсності J_3 та коефіцієнта фону J_4. Аналіз отриманих результатів показав, що змінювання дискримінантів при переході від бездефектного стану елемента лонжерона до дефектного проходить практично в таких самих межах, як і при переході від однієї вибірки до іншої для одного дефектного чи бездефектного стану об‘єкта діагностики. Це означає, що безрозмірні амплітудні дискримінанти є мало чутливими до дефекту розшарування в елементі лонжерона і їх використання при вирішенні даної задачі не є доцільним.

- **Масштабно-часовий (Вейвлет) аналіз та спектральне оцінювання**

З урахуванням результатів, отриманих при спектральному оцінюванні, для подальшої обробки та аналізу було використано по одній (першій) вибірці у виміряних сигналах, що відповідають стану елемента лонжерона за відсутності та наявності дефекту, довжина вибірок складала N=2049 точок. Вейвлет перетворення імпульсних відгуків являють собою результати розкладання сигналів у базисі хвильової функції db10 на 5 рівнів. В результаті розкладання отримано подання сигналів у вигляді наборів апроксимацій a5 (найбільш низькочастотні складові) та деталей d1–d5 (високочастотні складові). Результати показали, що наявність дефекту розшарування призводить до появи відмінностей у часовому поданні окремих складових Вейвлет розподілу, а саме деталей d1–d3. За отриманими результатами розкладання проведено вторинну обробку – оцінювання СЩП окремих складових, результати якої показали, що спектральні оцінки апроксимації a5 за наявності дефекту набувають більшої інтенсивності (в межах 10 дБ) на всіх частотних компонентах даної складової сигналу, причому, частоти СЩП практично співпадають для бездефектного і дефектного стану елемента лонжерона. Мало відрізняються і спектральні оцінки для деталей d5 – d3, найбільші відмінності оцінок СЩП спостерігаються для деталей d2 та d1, для яких характерним є зміщення ефективної частини оцінок спектру (в інтервалі позитивної інтенсивності) в область більш низьких частот (на 750 Гц для деталі d1), зменшення ефективної ширини оцінок спектру (на 3000 Гц для деталі d2) та незначна (до 10 дБ) зміна інтенсивності максимальних значень спектральних оцінок.

- **Оцінювання параметрів вузькосмугових складових сигналу за методом Проні**

За методом Проні було проведено розкладання визначених вище вибірок на кінцеву суму комплексних експонент та оцінювання частот f_i, коефіцієнтів затухання $б_i$ і фазових зсувів $ϑ_i$ складових розкладання. Розкладання вибірок проведено для q=10 членів апроксимації, за якими видно, що наявність дефекту розшарування в елементі лонжерона призводить до змінювання оцінок усіх параметрів складових розподілу. Так, змінювання частот f_i розкладання при переході від бездефектного стану до дефектного має місце в

межах від 2 % до 40 %; змінювання показників затухання за відповідними частотними компонентами – в межах від 1,8 % до 80 %, а для 9-тої та 10-тої складових – відповідно в 2,4 та 3,5 разів; змінювання відповідних фазових зсувів – в межах від 3,5 % до 40 %. Отримані результати показують, що оцінки параметрів імпульсних відгуків багатошарових структур за методом Проні мають високу чутливість до дефектів розшарування при діагностуванні елемента лонжерона.

- **Оцінювання спектральних характеристик вищих порядків**

Для вибірок імпульсних відгуків елемента лонжерона за відсутності та наявності дефекту проведено їх поліспектральний аналіз, за яким визначено оцінки біспектрів імпульсних відгуків. Отримані результати тривимірного подання отриманих оцінок та їх контурні зображення свідчать, що наявність дефекту розшарування в елементі лонжерона призводить до зменшення максимальних значень оцінок біспектру на 30 %, до змінювання геометричних розмірів контурних зображень в однакових частотних інтервалах та до появи нових елементів контурних зображень малої інтенсивності.

- **Частотно-часовий аналіз**

Для оцінки змінювання характеру спектральних оцінок за часом, що є проявом наявності дефекту, проведено частотно-часовий аналіз вибірок імпульсних відгуків довжиною N=512 точок за алгоритмом Вігнера (за відсутності плинного вікна Гауса) та Чої-Вільямса (за наявності плинного вікна Гауса). Результати аналізу у вигляді контурних зображень восьми рівнів інтенсивності вказують, що наявність дефекту призводить до загального зменшення в 2 рази інтенсивності частотно-часових оцінок в усьому частотному діапазоні, а найбільше – в діапазоні до 1500 Гц, що зумовлює зменшення інтенсивності однакових рівнів відображення результатів. Крім цього, має місце змінювання інтенсивності, місцеположення та геометричних розмірів контурних зображень в районі локального максимуму (інтервал частот 450-750 Гц для бездефектного стану елемента лонжерона та інтервал частот 300-500 Гц – для дефектного стану).

Подібний результат має місце і при обробці сигналів за алгоритмом Чої-Вільямса), а саме, наявність дефекту викликає зменшення на 30 % загального рівня отриманих оцінок, зміну місцеположення максимуму за частотою та часом, змінювання геометричних розмірів контурних зображень.

Аналіз вільних коливань елемента обшивки хвостових секцій лопатей

Для діагностики дефекту порушення суцільності з‘єднань використано сигнали вільних коливань контрольного елемента обшивки секцій, які являють собою імпульсні відгуки елемента при багаторазовому (3 удари) миттєвому ударному збудженні й які порівняно з сигналами елемента лонжерона є низькочастотними та швидко згасаючими.

Для кожного з отриманих імпульсних відгуків проведено оцінювання за методами MUSIC, визначення безрозмірних амплітудних дискримінант, масштабно-часового (Вейвлет) аналізу та спектрального оцінювання, оцінювання параметрів вузькосмугових складових сигналу за методом Проні, оцінювання спектральних характеристик вищих порядків та частотно-часового аналізу й визначені найчутливіші з них для діагностики даного типу дефекту.

Аналіз вільних коливань суцільних лопатей при їх віброакустичній діагностиці

Після відпрацювання методики діагностування ЛНГ виконувались збудження вільних коливань в суцільних ЛНГ шляхом їх простукування вздовж всієї контрольованої поверхні та запис коливань. Аналіз вільних коливань лопаті проведено при багаторазовому (6–7 ударів) миттєвому ударному збудженні по всій довжині окремо лонжерона та обшивки секцій лопаті. Вимірювання імпульсних відгуків лопаті проведено в двох точках лопаті – на комлевій та кінцевій частинах (для дублювання інформації при відпрацюванні методики діагностування). Кожен імпульсний відгук являв собою нестаціонарні, вільно згасаючі

коливання з ефективною довжиною вибірок N=4000 точок, а вібраційний сигнал між вказаними вибірками являє собою шум вимірювальної системи.

Обробку виміряних вібраційних сигналів, а саме окремих імпульсних відгуків, проведено за методом спектрального оцінювання з використанням алгоритму множинної класифікації сигналів MUSIC, розмір підпростору сигналу вибрано p=16.

Отримані за всіма вибірками оцінки СЩП вільних коливань лопаті при збудженні лонжерона мають очевидний максимум в частотному діапазоні 680-730 Гц, рівень спектральних оцінок даної складової за всіма вибірками коливається в межах 155-170 дБ. Спектральні складові на частотах, вищих за 5000 Гц, мають рівень СЩП в межах (–30)…0 дБ. За винятком одного імпульсного відгуку результати спектрального оцінювання практично співпадають для обох точок вимірювання.

Отримані спектральні оцінки мають максимальні значення в межах 125-140 дБ в частотному діапазоні 480-750 Гц для відгуків, виміряних на комлевій частині, та в межах 135-145 дБ в частотному діапазоні 500-620 Гц для відгуків виміряних на кінцевій частині. Максимальні значення спектральних оцінок відгуків, виміряних на комлевій частині характеризуються двома екстремумами близької інтенсивності – в діапазоні 480-500 Гц та в діапазоні 700-750 Гц. Останній діапазон практично співпадає з частотним діапазоном максимальних значень оцінок СЩП вільних коливань лопаті при збудженні лонжерона. Оцінки СЩП частотних складових в діапазоні 5000-15000 Гц не перевищують значення 20 дБ і, порівняно з головними складовими, не є інформативними.

Проведені дослідження технічного стану суцільних ЛНГ вертольота Ка-26 з використанням метода віброакустичного діагностування свідчать про відсутність на досліджуваних лопатях дефектів розшарування лонжеронів та несуцільності клейових з‘єднань обшивки з пінопластовим заповнювачем.

Висновки

Дефекти типу розшарування в матеріалі лонжерона та порушення суцільності з’єднань обшивки секцій можуть бути визначені в процесі вібраційної чи віброакустичної діагностики за методом вільних коливань.

Вказані дефекти призвели до змінювання параметрів імпульсних відгуків контрольних елементів лонжерона та обшивки секцій, які знайшли відображення в результатах цифрової обробки виміряних сигналів за методами частотного, часового, частотно-часового та масштабно-часового аналізу.

Всі методи обробки інформації виявились ефективними для виділення ознак розглянутих дефектів. Найбільш доцільним для вирішення задачі діагностики є застосування наступних методів:

- для діагностики дефектів розшарування елементу лонжерона: Вейвлет-аналіз з подальшим спектральним оцінюванням елементів розподілу, поліспектральний аналіз, метод Проні, частотно-часовий аналіз;
- для діагностики дефектів порушення суцільності з’єднань елемента обшивки секцій: Вейвлет-аналіз з подальшим спектральним оцінюванням елементів розподілу, поліспектральний аналіз, визначення безрозмірних дискримінант, метод Проні, частотно-часовий аналіз.

Список літератури

1. *Програма* “Проведення досліджень технічного стану лопатей несучих гвинтів вертольота Ка-26 з метою наукового обгрунтування експлуатації зі збільшеним (понад 14 років) призначеним строком служби” від 27.12.02–30.01.03 р.

2. *Технологія* виконання експериментальних досліджень технічного стану лопатей несучих гвинтів вертольота Ка-26 з метою визначення можливості експлуатації понад 14 років.

УДК 620.22-419.8

О.А. Шевченко, кандидат технічних наук,
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОМБІНОВАНИЙ МЕТОД РОЗРАХУНКУ ЖОРСТКОСТІ ВУГЛЕПЛАСТИКОВОЇ БАЛКИ ЗМІННОГО ПЕРЕРІЗУ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ КРИТИЧНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

Розроблено комбінований експериментально-розрахунковий метод визначення жорсткості балок змінного поперечного перерізу для розрахунку критичної сили при їх поздовжньо-поперечному згинанні. За допомогою даного методу розраховано жорсткості вуглепластикових балок змінного перерізу двох виконань та визначено значення критичної сили при втраті стійкості. Результати розрахунків добре узгоджуються з данними експериментів.

В сучасних конструкціях різноманітних літальних апаратів (ЛА) як військового так і цивільного призначення а також в інших конструкціях на даний час широко використовуються композиційні матеріали (КМ), які створюються на основі різних наповнювачів і матриць. Полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які виготовляються на основі скло-, вугле та органоволокон та різних смол мають велику питому міцність, що дозволяє підвищити ефективність конструкцій, навіть незважаючи на значно вищу їх собівартість. У цивільних літаках останнього покоління до 20% відносної ваги несучих поверхонь, агрегатів і фюзеляжу виготовляються з КМ [1], а у нових літаках (В.787) планується збільшення ваги КМ до 50%.

Механічні властивості ПКМ суттєво залежать від технології їх виготовлення, оскільки міцність і жорсткість ПКМ пов'язані із співвідношенням волокон і полімерної матриці, яке формується в процессі виготовлення виробу. Тому важливою проблемою є розробка методів визначення механічних характеристик ПКМ після виготовлення виробу без його руйнування. У роботі [2] досліджено ефективність використання ПКМ у конструкціях сучасних літальних апаратів. У монографії [3] приведені методи розрахунків різних елементів, які виготовлені з КМ і зокрема з ПКМ, також наводяться дані по механічним характеристикам даних матеріалів. Геометричні та жорсткістні параметри багатошарових панелей та балок, розрахунки прогинів, напружень та критичних навантажень багатошарових конструкцій та конструкцій з наповнювачем розглянуті у роботі [4]. У представлених роботах розглянуто розрахунки конструкцій та елементів (багатошарових панелей та балок), які мають постійну по довжині жорсткість і зовсім не представлено методів розрахунків панелей та балок змінної по довжені жорсткості. Враховуючи відмічені обмеження використання методів робіт [3] та [4] і складність застосування чисельних програм розрахунку при обмеженні вихідних данних по характеристиким шарів вуглепластика актуальною проблемою є розробка інженерного методу визначення характеристик жорсткості композитних балок, який би інтегрально враховував змінну жорсткість балки при розрахунках її критичних навантажень.

Найбільш поширеними у теперішній час є КМ на основі вуглецевого (графітового) волокна з епоксидною матрицею (вуглепластики), оскільки мають підвищену питому міцність і жосткість у порівнянні з іншими типами ПКМ. Тому на фірмі «Аерола» була розроблена балка крила змінного поперечного перерізу з вуглепластика, яка повина була витримати задане стискаюче навантаження (біля 8000 Н) та відповідне згинання. За основу була прийнята балка крила дельтаплана, яка зроблена з труби постійного поперечного перерізу з дюралюміну Д16Т. Було зроблено два експериментальні варіанти вуглепластикових балок змінного поперечного перерізу (виконання I та виконання II). Метою даного дослідження є визначення жорсткості вуглепластикових балок обох виконань для подальшого розрахунку критичної сили при поздовжньо-поперечному згинанні за допомогою запропонованого комбінованого експериментально-розрахункового методу.

Проведемо розрахунки характеристик балки крила зробленої з дюралюмінієвої труби постійного поперечного перерізу, яка є своєрідним прототипом для вуглепластикового варіанту. Визначимо жорсткість EI дюралевої труби $\varnothing$ 58 з товщиною стінки δ = 1,35 мм з

матеріалу Д16Т. Для цього спочатку визначимо осьовий момент інерції для кільцевого перерізу труби діаметром d= 58 мм, та внутрішнім діаметром $d_{вн}$ ($d_{вн} = d - 2\ \delta$)

$$I = \frac{\pi d^4}{64}\left(1-\alpha^4\right) = 96436{,}64 \text{ мм}^4; \text{ де } \alpha = \frac{d_{вн}}{d} = 0{,}95345 .$$

Використовуючи отримане значення моменту інерції, визначимо жорсткість дюралевої труби *EI,* де модуль поздовжньої пружності для Д16Т дорівнює E = 0,71 10^5 МПа

$$EI = 0{,}71 \cdot 10^5 \text{ Н/мм}^2 \cdot 96437 \text{ мм}^4 = 68{,}47 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{мм}^2 = 6847 \text{ Н} \cdot \text{м}^2 .$$

Критична сила при втраті стійкості для даної балки трубчатого постійного поперечного перерізу ∅ 58 , яку зроблено з дюралюміну, може бути визначена за формулою Ейлера:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{\left(\nu\, l\right)^2} ,$$

де ν - коефіцієнт приведення довжини, який при шарнірному опиранні кінців дорівнює 1.

За цією формулою для дюралевої труби $P_{кр}$ = 8102,3 Н.

На фірмі «Аерола» були виготовлені дві експериментальні вуглепластикові балки (виконання I, II). Ці балки були випробувані у відповідності з розрахунковою схемою (рис. 1), на ній також представлені відстані до перерізів (однакові для обох виконань I та II), які були використані для наступного розрахунку змінної жорсткості обох вуглепластікових балок.

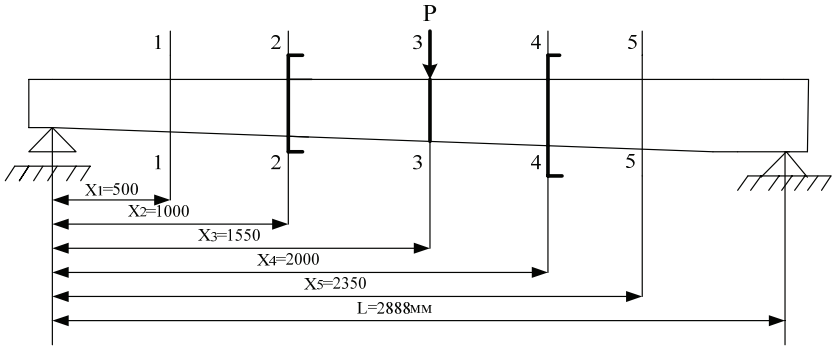


Рис. 1

Результати випробувань балок на згинання при прикладенні навантажень P = 10,05; 20,05; 30,0 кГ були представлені у вигляді замірів прогинів за допомогою цифрових штангенциркулів. Далі результати були оброблені і визначені середні різниці показів по перерізах при прирості навантаження на ΔP = 10 кГ (98,1 Н). Оброблені дані експериментів для балок виконання I та II представлені у табл. 1.

Таблиця 1

№ виконання балки	Приріст навантаження ΔP, кГ	Середня різниця прогинів балок по відповідних перерізах, $\Delta_{ср\,i}$				
		1-1	2-2	3-3	4-4	5-5
I	10,0	4,3	7,25	7,75	6,15	4,0
II	10,0	3,85	6,85	7,40	5,90	3,85
			f_2		f_4	

У випадку змінної по довжині жорсткості балки $EI(x)$, відповідно до данних довідника [5], для визначення критичної сили може бути використана формула:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{\left(\nu\, l\right)^2} = \eta \frac{EI}{l^2} , \qquad (1)$$

де η - коефіцієнт стійкості.

Момент інерції $I(x)$ змінюється вздовж осі за законом:

$$I(x) = I_0\left(a_1 + b_1 x\right)^n = I_0\left(A + Bx\right)^n . \qquad (2)$$

Тут n для балок з різними перерізами визначається так: (n = 1) – для суцільного стержня прямокутного поперечного перерізу постійної висоти, коли ширина перерізу змінюється за лінійним законом; (n = 2) – для пірамідального стержня, складеного з чотирьох кутових поясів, з'єднаних решітками (або обшитих тонкими листами); (n = 3) – для стержня прямокутного перерізу постійної ширини, коли висота перерізу змінюється за лінійним законом.

Для нашого випадку приймаємо (n = 1), що найбільше підходить до виготовлених балок, а коефіцієнт стійкості η визначається з табл. 2 у відповідності до даних довідника [5].

Таблиця 2

I_1/I	0	0,1	0,2	0,4	0,8	1,0
η (n = 1)	3,67	4,67	5,41	6,78	8,85	π^2

За допомогою методу Мора виведемо інтегральні формули для визначення прогинів балки у перерізах з різними координатами x_i або x_j (рис. 2).

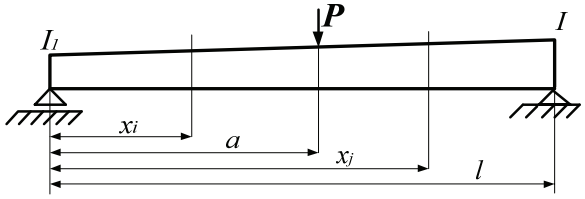


Рис. 2.

Так для перерізів (3-3), (4-4) та (5-5), або для будь якого іншого перерізу з координатою x_j після точки прикладення сили P при $a \le x_j \le l$ прогин Δ_{jp} визначається з наступного виразу:

$$\Delta_{jp} = f_j = \sum_L \int \frac{M_i M_p}{EI(x)}\,dx = \int_o^a \frac{Pbx_1^2(l-x_j)dx_1}{EI_0(A+Bx_1)^n l^2} + \int_a^{x_j} \frac{Pa(l-x_2)(l-x_j)dx_2}{EI_0(A+Bx_2)^n l^2} + \int_{x_j}^{l} \frac{P_a(l-x_3)(l-x_3)x_j dx_3}{EI_0(A+Bx_3)^n l^2} =$$

$$= \frac{P}{EI_0 l^2}\left[b(l-x_j)\int_0^a \frac{x^2dx}{(A+Bx)^n} + a(l-x_j)\int_a^{x_j} \frac{(l-x_2)x_2dx_2}{(A+Bx)^n} + ax_j \int_{x_j}^{a+b=l} \frac{(l-x_3)^2dx_3}{(A+Bx)^n}\right].$$

При вибраних для аналізу (рис. 1) значеннях для перерізу (4-4) маємо: a=1,55 м; x_j=2,0 м; (l - x_j) = 0,888 м.

Для перерізу (1-1) та (2-2) або для будь якого перерізу з координатою x_i до точки прикладення сили P прогин визначається за методом Мора (при n = 1)з наступного виразу:

$$\Delta_{ip} = \frac{P}{EI_0 l \cdot l}\left[b(l-x_i)\int_0^{x_i} \frac{x^2dx}{(A+Bx)} + bx_i \int_{x_i}^{a} \frac{(l-x)xdx}{(A+Bx)} + ax_i \int_a^{a+b} \frac{(l-x)^2dx}{(A+Bx)}\right].$$

Вибираємо для анализу переріз (2-2), для якого при x_i =1,0м маємо: a = 1,55м; (l-x_i)=1,888м.

Попередні розрахунки жорсткість дюралевої труби EI дозволяють вибрати орієнтовне значення приведеної жорсткості EI_0 для реалізації методу, який запропоновано у цій роботі. Остаточно вибираємо $EI_0 l$ = 4905 Н·м^2 (500 кГ·м^2).

$$\frac{P}{EI_0 l \cdot l} = \frac{98{,}1\ \text{Н}}{4905\ \text{Нм}^2 \cdot 2{,}888\ \text{м}} = \frac{10\ \text{кГ}}{500\ \text{кГм}^2 \cdot 2{,}888\ \text{м}} = \frac{1}{144{,}4}\left[\frac{1}{\text{м}^3}\right].$$

(3)

Таким чином попередню формулу, враховуючи значення (3), перепишемо у вигляді:

$$\frac{1}{144{,}4}\left[2{,}526144\int_0^{1{,}0} \frac{x^2dx}{(A+Bx)} + 1{,}338\int_{1{,}0}^{1{,}55} \frac{(2{,}888-x)xdx}{(A+Bx)} + 1{,}55\int_{1{,}55}^{2{,}888} \frac{(2{,}888-x)^2dx}{(A+Bx)}\right] = \Delta_{ip}.$$

Прирівняємо отримані вище вирази для переміщень Δ_{ip} та Δ_{jp} знайденим у експериментах значенням прогинів балок у перерізах (2-2) та (4-4), які позначимо $f_{2\,\mathrm{N}}$ та $f_{4\,\mathrm{N}}$, де N (I або II) номер виконання балки. В результаті отримаємо систему інтегральних рівнянь для балки N.

$$\begin{cases} 2{,}5261\int\limits_{0}^{1{,}0}\dfrac{x^2dx}{(A+Bx)}+1{,}338\int\limits_{1{,}0}^{1{,}55}\dfrac{(2{,}888-x)xdx}{(A+Bx)}+1{,}55\int\limits_{1{,}55}^{2{,}888}\dfrac{(2{,}888-x)^2dx}{(A+Bx)}=144{,}4\cdot f_{2\,\mathrm{N}}; \\ 1{,}1881\int\limits_{0}^{1{,}55}\dfrac{x^2dx}{(A+Bx)}+1{,}3764\int\limits_{1{,}55}^{2{,}00}\dfrac{(2{,}888-x)xdx}{(A+Bx)}+3{,}6425\int\limits_{2{,}00}^{2{,}888}\dfrac{(2{,}888-x)^2dx}{(A+Bx)}=144{,}4\cdot f_{4\,\mathrm{N}}. \end{cases} \quad (3)$$

Розв'язуючи систему інтегральних рівнянь відносно констант A та B за допомогою комп'ютерної програми MathCAD 13 визначимо константи A_{N} та B_{N} для виконань балки I та II.

Таким чином використовуючи експериментальні данні $f_{2\,\mathrm{N}}$ та $f_{4\,\mathrm{N}}$, які представлені у табл. 2, спочатку знаходимо константи A_{N} та B_{N} з системи інтегральних рівнянь (3), а потім за формулою (1) визначимо критичну силу для балки відповідного виконання. При цьому жорсткість у довільному перерізі балки будемо визначати враховуючи залежность (2) так:

$$EI\left(x\right)=EI_0\left(A+Bx\right), \qquad EI_0 = EI_0 l / l = 4905\ \text{Н}\cdot\text{м}^2 / 2{,}888\ \text{м} = 1698{,}4\ \text{Н}\cdot\text{м}\ .$$

Для балки виконання I в результаті розрахунків за даним методом отримали наступні значення констант: $A_{\mathrm{I}} = 0{,}778$м та $B_{\mathrm{I}} = 2{,}167$. Відповідні жорсткості балки дорівнюють: при $x = 0$, $(EI_I)_I = EI_0 \cdot A_{\mathrm{I}} = 1321{,}4$ (Н·м^2); при $x = 2{,}888$м, $(EI)_I = EI_0 \cdot (A_{\mathrm{I}} + B_{\mathrm{I}}\, x) = 11950$ (Н·м^2).
Для співвідношення $(I_I / I)_I = 0{,}1106$ з довідника [5], використовуючи лінійну інтерполяцію, отримаємо коефіцієнт стійкості $\eta = 4{,}75$. Критична сила за формулою (1) - $(\mathrm{P_{кр}})_{\mathrm{I}} = 6938$ Н.

Для балки виконання II значення констант: $A_{\mathrm{II}} = 1{,}078$м та $B_{\mathrm{II}} = 2{,}057$. Жорсткості балки: $(EI_I)_{II} = 1830{,}9$ (Н·м^2); $(EI)_{II} = 11920{,}4$ (Н·м^2). Співвідношення $(I_I / I)_{II} = 0{,}1536$ дає коефіцієнт стійкості $\eta = 5{,}07$. Критична сила за формулою (1) - $(\mathrm{P_{кр}})_{\mathrm{II}} = 7241{,}8$ Н.

Отримані результати розрахунків добре узгодились з результатами випробувань балок на визначення критичних навантажень. Розбіжність не перевищила 5% , що свідчить про ефективність запропонованого комбінованого експериментально-розрахункового методу. Отримані у випробуваннях та розрахунках значення критичної сили для балок обох виконань виявились меньше ніж було необхідно. Тому, після підсилення стінок балки додатковими шарами вуглепластика, був виготовлений остаточний варіант балки, який і пішов у серію.

Висновки

Розроблено комбінований експериментально-розрахунковий метод визначення жорсткості балок змінного поперечного перерізу для розрахунку критичної сили при їх поздовжньо-поперечному згинанні. Метод дозволяє досить просто визначати функцію змінення жорсткості по довжині балки та врахувати технологію її виготовлення.

За допомогою даного методу розраховано жорсткості вуглепластикових балок змінного перерізу двох виконань та визначено значення критичної сили при втраті стійкості. Результати розрахунків добре узгоджуються з данними експериментів. Розбіжність не перевищила 5% , що свідчить про ефективність запропонованого методу.

Список літератури

1. Справочник по композиционным материалам: в 2-х кн. Кн. 2 /Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.

2. Астанін В.В., Хоменко А.В., Шевченко О.А. Композиційні матеріали у конструкціях сучасних літальних апаратів. – К.-Вісник НАУ, №3, 2004. – С. 46-52.

3. Композиционные материалы: Справочник / Васильев В.В., Протасов В.Д., Болотин В.В. и др.; Под общ. ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского. . – М.: Машиностроение, 1990. – 512с.

4. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 272с.

5. Справочник по сопротивлению материалов / Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеев В.В.; Отв. ред. Г.С. Писаренко– 2-е изд., перераб. и дополненное. - Киев: Наук. думка, 1988.- 736 с.

СЕКЦІЯ 15.

СУЧАСНІ ТЕХНОЛОГІЇ ПІДТРИМКИ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

УДК 531.44 (045)

О.І. Богданович,
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИЗНАЧЕННЯ ЕНЕРГІЇ АКТИВАЦІЇ ХІМІЧНОГО МОДИФІКУВАННЯ «ШХ15» В АВІАПАЛИВІ «ТС-1»

По результатам раніше проведених трибокінетичних випробувань авіапалива «ТС-1» та відповідно до розробленої експериментально-розрахункової методики оцінки кінетичних характеристик та енергії активації трьохстадійної трибореакції розрахували кінетичні характеристики та енергію активації другої стадії трибореакції – хімічного модифікування, $E^{P}_{TC-1} = 0{,}296$ *кДж/моль що в 3-4 рази менше ніж аналогічне значення енергії активації авіапаливі «РТ»* $E^{\text{M}}_{PT} = 0{,}921 - 1{,}354$ *кДж/моль.*

Постановка задачі.

Розвиток сучасної авіаційної автомобільної, військової та іншої техніки не можливий без підвищення, надійності, міцності, економічності машин, механізмів, агрегатів. Особливої актуальності набувають ці вимоги при розробці, виробництві та експлуатації авіаційної техніки. Підвищення міцності, надійності, довговічності техніки залежить від поверхневої міцності окремих вузлів та агрегатів. В свою чергу, підвищення поверхневої міцності конструкційних матеріалів трибоспряжень протизносних властивостей паливо-мастильних матеріалів, неможливе без проведення триботехнічних випробувань, для яких необхідно застосовувати енергетичні, універсальні, інтегральні, інваріантні хоча б в одному діапазоні значень навантаження (Р) та швидкості ковзання (V_K), критерії оцінки протизносних властивостей матеріалів трибоспряжень.

Таким критерієм, що відповідає всім перерахованим вимогам є енергія активації. Цей критерій є енергетичним по суті, універсальним та інтегральним по застосуванню та інваріантним в діапазоні структурної пристосовуваності матеріалів трибоспряжень, що було експериментально встановлено [1].

Мета роботи.

Визначити кінетичні характеристики та енергію активації другої стадії трибореакції (ТР) -хімічного модифікування «ШХ15» в авіапаливі «ТС-1, тобто E^{M}_{TC-1}.

Експериментальна частина.

Для досягнення поставленої мети необхідно провести трибокінетичні випробування палива «ТС-1» (ДСТУ 320.001249943.011-99) Кременчуцького НПЗ на машині тертя «КИИГА-2» схема контакту якої три кулі-площина. Обидва твердофазні елементи трибоспряжень виготовлені із сплаву ШХ15 (ГОСТ 801-78). Випробування проводили при навантаженні Р = 98,14 Н, швидкості ковзання V_R =1,18 м/с без надмірного тиску в камері, при температурі T_1 =333°К та T_2=303°К. Далі, з допомогою інструментального мікроскопа МІМ-7 при 70-ти кратному збільшенні вимірювали діаметр плями зносу кожної кулі у двох взаємно перпендикулярних напрямках та розраховували середні арифметичні значення діаметрів плям зносу *d*, середні значення *d* трьох плям зносу - d_c та середні значення d_c трьох та більше випробувань.

Розрахункова частина.

Кінетична модель дозволила розробити експериментально-розрахункову методику оцінки кінетичних і енергетико-активаційних характеристик зносостійкості і сумісності матеріалів трибоспряжень [1], відмінною рисою якої є проведення звичайних зносових (трибологічних) моделюючих випробувань при двох чи більше термостатованих режимах,

побудові графіків залежності логарифму кількісного критерію оцінки реагуючого матеріалу (перший порядок) чи зворотної залежності (другий порядок) від тривалості випробувань. Лінійні залежності підтверджують передбачуваний порядок *N* досліджуваної стадії, графічно встановлюють константи швидкостей *K* цих стадій, які дорівнюють тангенсам кутів нахилу прямих до вісі абсцис, а також дозволяють розрахувати зазначені кінетичні характеристики аналітично, тобто за формулою:

$$N = \frac{\lg \omega_1 / \omega_2}{\lg a_1 / a_2}, \qquad (1)$$

де ω_1 та ω_2 - швидкості досліджуваної стадії, що відповідають початковим кількостям (концентраціям) реагуючих матеріалів a_1 та a_3 відповідно.

Для II і III стадії – механіко-хімічного модифікування і поверхневого руйнування розраховували середню швидкість $\bar{\omega}$ для заданого інтервалу часу $\Delta t = t_i - t_{i-1}$,

$$\overline{\omega} = \frac{Z_{t_i} - Z_{t_{i-1}}}{\Delta t}, \qquad (2)$$

де Z_{ti} та Z_{ti-1} – кількість реагуючого матеріалу (число молей) чи продуктів стадії в момент часу t_i та t_{i-1} [1].

Значення *K* розраховували використовуючи інтегральну форму кінетичного рівняння для кожного інтервалу між двома експериментальними точками, що лежать на прямій:

для першого порядку $N \approx 1$ другої стадії

$$K = \frac{1}{t} \ln \frac{D_0}{D}. \qquad (3)$$

Знаючи константи швидкості при двох чи більше температурах T_1, T_2,… згідно закону Арреніуса розраховували енергію активації:

$$E = \frac{RT_1T_2}{T_1 - T_2} \ln \frac{K_1}{K_2} = \frac{1{,}9144 \cdot T_1 \cdot T_2}{T_1 - T_2} \lg \frac{K_1}{K_2} \cdot 10^{-2} \quad (кДж / моль). \qquad (4)$$

Кінетичні характеристики II стадії ТР – механіко-хімічного модифікування – оцінювали по відносній площі вторинних структур (ВС)

$$\delta = \frac{S_{BC}}{S_K} 100\%, \qquad (5)$$

де $S_к = S_1 + S_2 + S_3$ – повна площа контакту, що дорівнює сумі площ зносу трьох куль;

S_{BC} – частина площі контакту, зайнята ВС, що розраховували за формулою:

$$S_{BC} = S_K - \frac{\Delta V_{ср}}{\Delta t \cdot K^p \cdot h_{BC}}, \qquad (6)$$

де $\Delta V_{ср} = V_{ср\ ti} - V_{ср\ ti-1}$ – інтервал середніх значень сумарних обсягів зносу трьох куль відповідних двом значенням інтервалу Δt, $V_{ср\ ti} - t_i$ та $V_{ср\ ti-1} - t_{i-1}$ відповідно;

h_{BC} – товщина ВС або товщина механіко-хімічного модифікування, величина змінна, зі збільшенням тривалості випробувань *t* – зменшується.

В даний час оцінити h_{BC} якимось способом з досить задовільною, для розрахунку кінетичних та енергетико-активаційних характеристик, точністю, не є можливим. Тому h_{BC} необхідні для розрахунку S_{BC}, а потім і відносної площі ВС δ, вибирали таким чином, щоб дотримувалася вищевказана умова зменшення h_{BC} зі збільшенням t і перший порядок II стадії ТР – механіко-хімічного модифікування, оскільки трибохімічні (трибокінетичні) реакції мінеральних та жирових мастильних матеріалів, як правило, мають перший порядок [1,2]. При цьому, до нанесення мастильного матеріалу на твердофазні елементи трибоспряжень чи до занурення їх у мастильний матеріал поверхня цих елементів покрита окісним середовищем, виконують захисну функцію, схожу з функцією ВС, що захищають твердофазні елементи від поверхневого руйнування (зносу). Тому, з відомим ступенем умовності можна вважати окісні плівки в початковий момент часу $t = 0$ вторинними структурами. Звідси випливає рівність $S_{BC} = S_к$ тому, що в початковий момент часу окісними плівками покрита вся площа твердофазних елементів, а з рівняння (5) випливає $\delta_0 = 100\%$, тобто початкова точка кінетичних графіків при $t = 0$ завжди відома.

Результати розрахунку.

Таким чином, за результатами трибокінетичних випробувань, проведених при вищевказаних умовах, розраховували S_{BC} і δ (5,6), а потім будували графік залежності $\lg\delta = f(t)$ (рис.1), припускаючи порядок II стадії ТР – механіко-хімічного модифікування $N^M \approx 1$ (1). Лінійні залежності $\lg\delta$ від t підтвердили перший порядок модифікування, графічно встановили константи швидкості цієї стадії K^M (3), а також дозволили розрахувати зазначені кінетичні характеристики (N^M, K^M) та енергію активації механіко-хімічного модифікування $E^M = 0{,}296$ кДж/моль (табл.1) аналітично (4).

Таблиця 1. Кінетичні характеристики хімічного модифікування «ШХ15» в авіа паливі «ТС-1»

Значення						Середні значення K^M, $K^M_C \times 10^{-4}$, c^{-1}	Коефіцієнти варіації оцінки, K^M, W, %	Значення K^M визначені графічно
температури, °К	тривалості, $t\times10^3$	площі ВС, мм^2	відносні площі ВС, δ, %	порядків модифікування, N^M	константи швидкості модифікування $K^M\times10^{-4}$, c^{-1}			
333	1,8	2,06505	89,814	N_{1-3} = = 0,79	0,59626	0,61138	3,1 %	$tg147^0$ = = 0,613
	2,4	2,36979	86,478		0,63071			
	3,0	3,05082	83,449		0,59416			
	3,6	4,04623	80,163		0,62437			
303	1,8	1,77638	89,613	N^M_{1-3} = = 0,87	0,60864	0,60721	2,5%	$tg148^0$ = = 0,601
	2,4	1,98882	86,480		0,59313			
	3,0	2,2321	83,425		0,59947			
	3,6	2,48635	80,341		0,62761			

Для перевірки правильності визначення кінетичних параметрів модифікування – N^M та K^M, за результатами проведених трибокінетичних випробувань будуємо графіки залежності lgδ від часу випробувань t (рис1.). Лінійні залежності lgδ від t підтвердили порядок модифікування ($N^M \approx 1$) та встановили значення K^M графічно (K^M дорівнює тангенсу кута нахилу прямої до вісі абсцис).

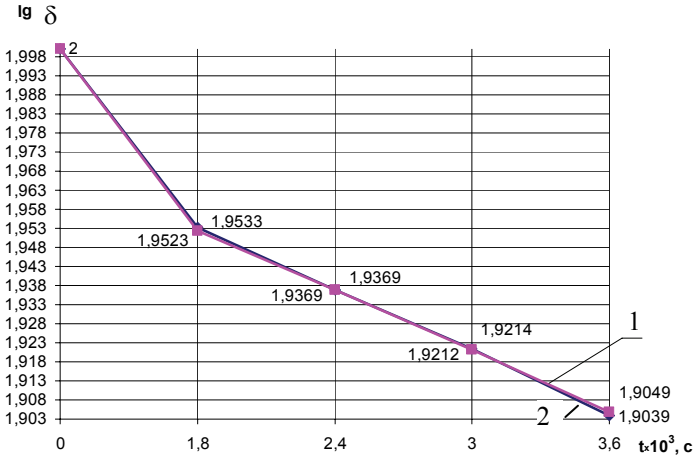


Рис. 1 - Графік залежності lgδ від часу випробувань *t*:
1 – при $T_1 = 333^0$ К; 2 – при $T_2 = 303^0$ К

Знаючи K^M при двох температурах $T_1 = 333$°К та $T_2 = 303$°К, згідно рівняння Арреніуса розраховуємо енергію активації модифікування:

$$E^M = \frac{RT_1T_2}{T_1 - T_2} \ln \frac{K_1^p}{K_2^p} = \frac{1{,}9144T_1T_2}{T_1 - T_2} \lg \frac{K_1^P}{K_2^P} = \frac{1{,}9144 \cdot 333 \cdot 303}{30} \lg \frac{0{,}61138}{0{,}60721} = 0{,}296 \ \ (кДж / моль),$$

де R – універсальна газова стала.

ВИСНОВКИ

1. Отримані результати кінетичних характеристик та енергії підтвердили адекватність кінетичної моделі нормального механіко-хімічного зносу та конструктивність експериментально-розрахункової методики оцінки кінетичних характеристик та енергії активації трьох стадій ТР [1].

2. Встановлене значення енергії активації другої стадії ТР – хімічного модифікування, в авіапаливі «ТС-1», $E^M_{TC-1} = 0{,}296$ кДж/моль, що приблизно в 3-4 рази менше, ніж аналогічне значення в авіпаливі «РТ» $E^M_{PT} = 0{,}921 - 1{,}354$ кДж/моль.

3. Встановлене значення E^M_{TC-1} доповнює банк даних енергій активації другої стадії ТР – хімічного модифікування та енергетико-активаційний матричний критерій оцінки зносостійкості та сумісності матеріалів трибосопряжень [5].

Список літератури

1.*Богданович А.И.* Кинетические и энергетико-активационные характеристики износостойкости и совместимости материалов трибосопряжений: автореф. дис. канд. техн. наук. – Киев, 1987. – 20с.

2.*Летин А.С.* Ресурс жидких смазочных материалов. В кн.:Триботехника - машиностоению: Тез. докл.II Всесоюз.науч.-техн.конф.(Пущино-на-Оке,нояб.1983г.). – М.: 1983. – с.33.

3. *Бершадский Л.И., Богданович А.И., Назаренко П.В.* Энергетико-активационный матричный критерий совместимости . В кн.: Триботехника – машиностроению: Тез. доклад.III Моск.: научно-техн. конф. (2-4 сентября 1987 г.). М.,1987, с.67-68

4. *Дмитрієв С.О., Богданович О.І.* Порівняння енергії активації зношування сплаву ШХ15 в паливі «ТС-1» з аналогічним значенням енергії активації зношування в паливі «ТС-1» довготривалого зберігання: Матеріали VIII Міжнародної науково-техн. конф. «АВІА-2007». НАУ, 25-27 квітня 2007 р. т.2. – Київ, 2007, с.33.79 – 33.82.

УДК 629.735.083.06 (045)

В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ФОРМУВАННЯ ЛОГІСТИЧНОЇ ПІДТРИМКИ ПРОЦЕСІВ ТЕХНІЧНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Запропоновані методологічні основи формування єдиного інформаційного простору і модель взаємозв'язку характеристик виробів авіаційної техніки на основі яких, проводиться логістична підтримка процесів технічної експлуатації авіаційної техніки впродовж її життєвого циклу.

У рішення головних задач цивільної авіації (ЦА) по забезпеченню безпеки польотів і високої ефективності використання авіаційної техніки (АТ) ведуче місце належить системі технічного обслуговування (ТО) повітряних суден (ПС). Ефективність системи ТО ПС багато в чому визначається експлуатаційними характеристиками АТ, стратегій ТО, якістю проведення профілактичних робіт, використовуваними засобами і методами контролю й ін.

У міру ускладнення конструкції ПС, інтенсифікації виробничих процесів, застосування нових засобів і методів контролю стану виробів АТ докорінно міняється характер функцій ТО. Впровадження сучасних методів діагностування приводять до відокремлення технологічних процесів ТО, до більш вузької спеціалізації авіаційного персоналу. При цьому, насамперед збільшується вартість устаткування і число операцій з контролю технічного стану виробів та зростає відповідальність за якість контролю і діагностування об'єктів експлуатації. Разом з тим створюються передумови для впровадження прогресивних методів ТО, усунення деяких видів ТО АТ, що приводить до скорочення простоїв ПС на ТО і підвищенню ефективності їхнього використання.

Розробка методичного, організаційного математичного і технічного забезпечення оцінки технічного стану (ТС) АТ проводиться, як правило, з урахуванням результатів аналізу особливостей її конструкції, контролепридатності, умов експлуатації, прийнятої системи ТО, а також статистичних даних про характерні відмовлення й ушкодження. Такий аналіз у багатьох випадках дозволяє виявити найбільш інформативні ознаки конкретних типів несправностей, ідентифікація яких повинна сприяти підтримці заданого рівня безпеки польотів і підвищенню ефективності використання АТ, а також визначити функціональні можливості існуючих методів і засобів оцінки ТС систем АТ, їхніх вузлів і деталей, і що необхідно для формування регламентів ТО ПС.

Таким чином, однієї з найважливіших проблем в області експлуатації сучасної авіаційної техніки є проблема удосконалювання процесів технічної експлуатації ПС з метою поліпшення ефективності їхнього використання і підвищення безпека польотів.

Логістична підтримка (ЛП) є одним з найважливіших елементів інтегрованої системи (ІС) що є формалізованою технологією дослідження як самого виробу, так і варіантів системи його експлуатації. Логістична підтримка направлена на мінімізацію витрат за життєвий цикл виробу при забезпеченні заданих технічним завданням параметрів надійності, готовності, ремонтопридатності і ефективності використання об'єктів експлуатації.

Основу вирішення завдань складає структура виробу, з елементами якої мають бути асоційовані характеристики, що містять показники надійності, функціональній значущості, ефективності вживаних методів контролю технічного стану структурних елементів, середній час відновлення працездатності і так далі. На основі цих даних структура приводиться до вигляду, зручного для виконання базовій процедурі – оптимізації програми ТО виробу АТ.

Метою даної методології є формалізація сукупності властивостей елементів функціональних систем та побудова моделей управління, які складаються з трьох блоків: блоку оцінки властивостей елементів об’єктів експлуатації, блоку прийняття рішення та блоку видачі керуючих дій (рекомендацій).

Відповідність нормам льотної придатності ПС можна досягти як за рахунок удосконалення конструктивної схеми, підвищення надійності елементів функціональних систем, так і установкою ефективної контрольно-вимірювальної апаратури на ПС, збільшенням ресурсу й періодичності їх ТО та ін.

Формальна схема функціонування складних об'єктів експлуатації вказує на необхідність рішення наступних завдань:

- розробку методів рішення завдань за умови високої невизначеності вихідної інформації;
- проведення розрахунків і їхній аналіз із метою вибору оптимальної альтернативи;
- розробку (визначення) умов реалізації оптимальної альтернативи в експлуатаційних підприємствах ЦА з урахуванням їх особливостей.

При реалізації оптимальних режимів ТО важливого значення набувають також питання керування виробничими процесами із урахуванням специфіки авіапідприємств, парку об'єктів експлуатації, розкладу й ін., що в значній мірі впливає на економічні показники.

Зміст управління на етапі проектування складається із забезпечення збалансованих характеристик та властивостей виробів АТ по сукупності визначаючих ознак. На етапі експлуатації, при заданих характеристиках й властивостях об’єктів експлуатації, управляючими впливами є: обсяг й періодичність проведення ТО, оптимізація яких проводиться з урахуванням впливу – навколишнього середовища, засобів контролю і діагностування, якими користуються, якості роботи і чисельності авіаційного персоналу та особливості організації робіт з ТО експлуатанта. Методика базується на використанні апріорних інтервальних оцінок показників з наступним обчисленням апостеріорних оцінок відповідно зі збільшенням обсягу інформації.

Таке послідовне рішення завдань залежно від точності й вірогідності доступної інформації лежить в основі адаптивного процесу керування конструктивними розробками, формування й коригування регламентів ТО виробів АТ.

Для опису невизначеності й обґрунтування інтервальних границь факторів, що визначають якість виробу, використовуються процедури прийняття рішень в умовах багатофакторного компромісу.

Для виділення певного конструктивного елемента системи з ряду інших елементів кожному елементу повідомляється формальна відмітна ознака - код. Використання коду рівносильне завданню множини відомостей про характеристики й властивості елементів систем, а також про номенклатуру, структурне розташування елементів, що утворять складну систему. Множина факторів записується в певній послідовності, створюючи впорядкований кортеж:

$$Y = < x_1, x_2 \ldots x_n >,$$

Для формування короткої комплексної характеристики експлуатаційних властивостей виробів АТ виділено n ознак. Кожній ознаці поставлено у відповідність m станів. Тоді комплексну характеристику експлуатаційних властивостей виробу можна представити у вигляді:

$$V_K = \left\{ x_1^{\,i_1}, x_2^{\,i_2}, \ldots x_n^{\,i_j} \right\},$$

де $i_j \begin{pmatrix} j = 1 \div n \\ i = 1 \div m \end{pmatrix}$ – множина станів j ознаки.

Якщо визначити оптимальні «базові» властивості й характеристики «ідеальних» виробів й відповідні їм стратегії ТО:

$$V_Б = \left\{ Б_1^{\,i_б}, Б_2^{\,i_б}, \ldots Б_n^{\,i_б} \right\},$$

то на основі порівняння й оцінки ступеня відхилення характеристик виробів АТ від базових векторів можна вирішити ряд поставлених завдань.

У загальному випадку цільова функція має вигляд:

$$\Omega = \Omega \left\{ x_1^{\,i_1}, x_2^{\,i_2}, \ldots x_n^{\,i}, Б_1^{\,i_б}, Б_2^{\,i_б}, \ldots Б_n^{\,i_б} \right\}.$$

За таких умов виникає багатокритеріальний компроміс, головною особливістю якого є те, що використання його рішення не є єдина точка зору, а є множина ефективних рішень, або оптимальних рішень за Парето.

Оптимальними за Парето будуть такі альтернативи, які при переході від однієї альтернативи до інших не можуть покращати значення одного або кількох критеріїв без погіршення хоча б одного критерію.

Оцінка показників може бути точковою, коли кожній альтернативі відповідає деяке числове значення показника, чи розподіленою, коли альтернативі відповідає діапазон зміни або розподіл імовірності.

Після побудови системи критеріїв отримаємо двояке уявлення про альтернативи.

Кожна альтернатива $\nu_i \in V$ (або $\nu^i \in V$) є набір параметрів

$$\nu^i_{(i)} = V^i\left(\nu^i_1, \nu^i_2, ..., \nu^i_n\right), \ i = 1,2,...,n,$$

де i - альтернатива;

n – вимір простору.

Багатокритеріальна модель прийняття індивідуального оптимального рішення, задається як векторний критерій у вигляді

$$K(\nu) = \{k_1(\nu), k_2(\nu), ..., k_m(\nu)\}.$$

Компонентами векторного критерію є скалярні функції, визначені на ν і вимірюють якість рішення за визначеною шкалою. У загальному випадку вони несумісні.

Визначення ознак властивостей елементів, що характеризують режими технічного обслуговування об’єктів експлуатації, - евристична операція і на сьогодні не існує способів їх автоматичної генерації. Вибір ознак здійснюється на основі уявлення про їх загальні властивості.

Відрізняються ці ознаки тим, що в силу випадковості відповідної величини властивості одного класу можуть приймати значення з області значень інших класів.

Результатом операції вибору є віднесення об’єкту, який має набір властивостей $X_1, X_2 ... X_n$, до відповідного класу W_i. Алгоритм класифікації повинен забезпечувати мінімальні значення помилок віднесення до “чужих” класів об’єктів, що класифікуються.

Якщо ефективність для достовірного рішення недостатня, то необхідно розширити границі класу, які мають більшу роздільну здатність.

Випадкова величина характеризується законом розподілу ймовірностей. Приймаємо нормальний закон розподілу, щільність розподілу ймовірностей - $f(x)$ якого дорівнюють:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-M_X)^2}{2\sigma^2}},$$

де M_x – математичне очікування;

σ – середнє квадратичне відхилення.

Якщо будь-яка імовірнісна ознака розподілена за нормальним законом і значення лежить ближче до одного з центрів розсіювання, то ймовірність віднесення його до відповідного класу максимальна.

В алгоритмі розпізнавання, який базується на детермінованих ознаках, можна враховувати і їх ваги V_j. Тоді середньоквадратична відстань між класами, що розглядається, прийме вигляд:

$$L(w, W_g) = \sqrt{\frac{1}{k_g} \sum_{j=1}^{k_g} \sum_{k=1}^{N} V_j^2 \left(X_{w_n} - X_{w_g}\right)},$$

де W_g – клас ознак *g*;

V_j – вага властивості;

$X_1, X_2 ... X_n$ – властивості об’єкту експлуатації.

В алгоритмах розпізнавання, що базуються на імовірнісних ознаках, за міру близькості

беруть ризик, який зв'язаний з рішенням про належність об'єкту до класу W_i де i - номер класу ($i = 1, 2, .., m$). Опис класів: $\{f_i(\overline{X}), P(W_i), \overline{X} = (X_1, X_2 ... X_n)\}$.

Якщо вектор ознак об'єкта, який розпізнається, w - $\overline{X}_w$, то ризик, що пов'язаний із прийняттям рішення про належність цього об'єкту до класу W_g, доцільно визначати з використанням платіжної матриці.

Тоді середній ризик визначається математичним очікування

$$R\left(w \in W_g / \overline{X}_w\right) = R\left(W_g / \overline{X}_w\right) = \sum_{i=1}^{m} C_{ig} P(W_i / \overline{X}_w).$$

де $P(W_i / X_w)$- апостеріорна ймовірність того, що $w \in W_i$.

Для вихідних даних ймовірність $P(W_i / X_w)$ легко може бути визначена згідно з теоремою гіпотез або за формулою Байеса:

$$P(W_i / X_w) = \frac{P(W_i) f_i(\overline{X}_w)}{\sum_{i=1}^{m} P(W_k) f_i(\overline{X}_w)}.$$

Висока ефективність прийнятих рішень в управлінні базується на евристичному методі отримання інформації, у зв'язку з чим дуже важливо знайти об'єктивні методи оцінки такого роду людської діяльності.

Висока ефективність рішень досягається:

1) Ростом кількості класів, тобто, підвищенням ступені деталізації об'єктів, що розпізнаються, за призначенням та характером. При цьому, чим більш детальніша класифікація, тим легше вжити адекватне управління.

2) Підвищенням точності визначення ознак розпізнавання, а значить, зниження можливості помилкових рішень, часто небезпечних для управління (зниження помилок класифікації).

Збільшити кількість класів не завжди просто, а іноді виявляється і неможливо.

При заданому просторі ознак та інших рівних умов, зменшення кількості класів призводить до зменшення помилок розпізнавання.

При збільшенні кількості класів для зменшення середнього ризику необхідно включати до складу ознак й такі, що мають менший розкид, ймовірності помилкових рішень знижуються, а отже, зменшається ризик помилкових рішень в системі й тим самим досягається більша ефективність. Збільшення кількості ознак призводить до підвищення ефективності системи. Зниження ефективності розпізнавання за рахунок збільшення кількості класів може бути компенсовано збільшенням розмірності вектору ознак.

ВИСНОВКИ

З умов організації ТО АТ і економічної реалізації на практиці оптимальний режим ТО для кожного виробу неможливий, тому методика розрахунку періодичності профілактичних робіт і формування програми ТО виробів АТ розроблена на основі групування характеристик елементів, що мають близькі значення до базових кодів і забезпечують необхідний рівень льотної придатності ПС. Практично, можна виділити невелике число форм ТО й визначити для кожної форми перелік виробів АТ, що підлягають ТО. При цьому будуть втрати, які можуть бути визначені ступенем відхилення оптимальних режимів ТО від можливих реалізацій на практиці.

Список літератури

1. Концепции НИЦ CALS-технологий "Прикладная логистика", http://www.cals.ru

2. *Тронь В. П.* Стратегія прориву: Монографія. – К.: Видавництво УАДУ при Президентові України, 1995. – 344с.

УДК 629.735.035.62 (045)

Ю.П. Пучков, к.т.н, М.Ф. Молодцов, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ КОНСТРУКЦІЇ ВТУЛКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ

У статті розглядаються конструктивні типи втулок несучого гвинта і його елементів, а також наводиться приклад попереднього розрахунку еластомірного підшипника лопаті і вплив конструкції втулки на ефективність технічного обслуговування несучого гвинта вертольота

Втулка несучого гвинта (НГ) вертольота є одним з самих навантажених вузлів вертольота. Вона випробовує значні відцентрові сили від лопатей НГ, аеродинамічних, масових і інерційних сил і крутячого моменту від головного редуктора. З метою зменшення величини вигинаючого моменту від дії аеродинамічної сили лопаті (тяги), яка змінюється циклічно при поступальному ході вертольота, у втулці НГ застосований горизонтальний шарнір (ГШ). Наявність ГШ розвантажує комлевий перетин лопаті від дії вигинаючого моменту і забезпечує її махові рухи. Демпфірування коливань лопаті відносно ГШ здійснюється, в основному, діючою відцентровою силою. З іншого боку, суттєві коливання лопаті відносно ГШ викликають появу сил Коріоліса, які або розганяють лопать, або гальмують її окружну швидкість обертання. Це явище викликає, у свою чергу, появу циклічних вигинаючих моментів, які діють на лонжерон лопаті в плоскості обертання. Для розвантаження лонжерона лопаті в цієї плоскості застосовується вертикальний шарнір (ВШ), що забезпечує її коливання в плоскості обертання гвинта. Але, оскільки при цьому відсутні демпфіруючі моменти, що гасять коливання лопаті в плоскості обертання НГ, їх створюють штучно, шляхом установки демпферів ВШ. За конструкцією вони можуть бути різного типу: фрикційні, гідравлічні, пружинно-гідравлічні і інші, які мають різні характеристики.

Основним недоліком фрикційних демпферів із ступінчастою характеристикою (Мі-1, Мі-4) є поява у вертольотів так званого порогу збудження. Вертоліт, будучи стійким при малих амплітудах коливань лопаті, може стати нестійким при великих амплітудах, що перевищують поріг збудження. Іноді це виявлялося при запуску і розкручуванні НГ вертольотів.

Гідравлічні демпфери знайшли широке застосування в практиці вертольотобудування. В залежності від конструкції, вони можуть мати лінійну характеристику або характеристику із змінною жорсткістю. Проте, їх велика чутливість до зміни температури вимушує застосовувати елементи, що забезпечують стабільність характеристик.

Для забезпечення зміни кутів установки лопаті, а отже, зміни величини тяги НГ і її положення відносно вісі валу гвинта, необхідний осьовий шарнір (ОШ), зовнішній корпус якого через важіль повороту лопаті шарнірно пов'язаний з тарілкою автомата перекосу. Положення тарілки автомата перекосу визначається величиною відхилень важелів управління і конструктивними особливостями саме автомата перекосу. В результаті розвитку вертольоту і його вузлів була розроблена шарнірна втулка НГ (рис. 1).

Застосування даної втулки НГ забезпечило досягнення достатньо високих льотних і експлуатаційних характеристик вертольотів (Мі-1, Мі-4, Мі-2, Мі-8, Мі-6, і так далі), про що свідчить їх широке застосування в народному господарстві і Збройних Силах.

Проте, поява нових матеріалів і проведені дослідження принципово нових конструкцій втулок привели до того, що для їх виготовлення почали широко використовувати титанові сплави і композиційні матеріали. Замість традиційних підшипників (кулькових, роликових, голкових) в шарнірах втулки використовуються еластомірні підшипники, самозмащувальні підшипники ковзання і торсіони (рис. 2), що привело до зниження маси втулки (рис. 3), підвищило її надійність і експлуатаційні властивості [1].

Одним з елементів сучасної безшарнірної втулки НГ є універсальний сферичний шарнір, який замінює собою три класичні шарніри (ГШ, ВШ, ОШ) шарнірної втулки.

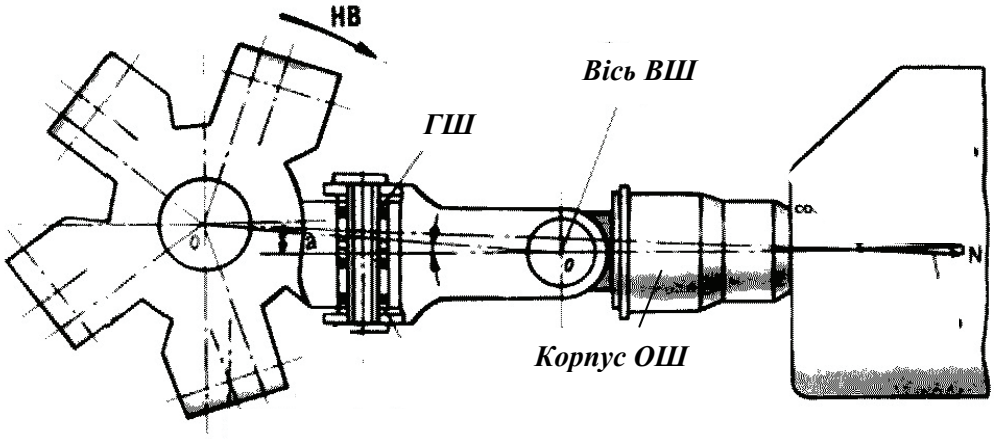


Рис. 1 Схема шарнірної втулки несучого гвинта

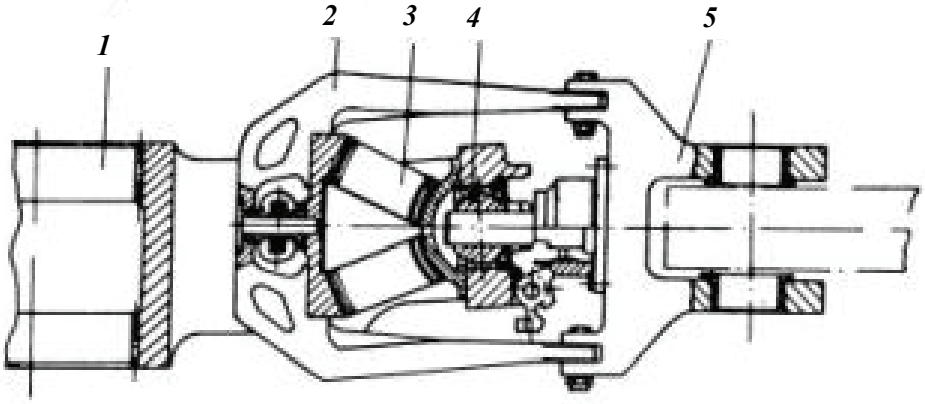


Рис. 2 Схема втулки несучого гвинта з сферичним еластомірним підшипником:
1 – корпус; *2* – скоба; *3* – сферичний еластомірний підшипник; *4* – центруючий сферичний металопластиковий підшипник; *5* – вузол кріплення лопаті.

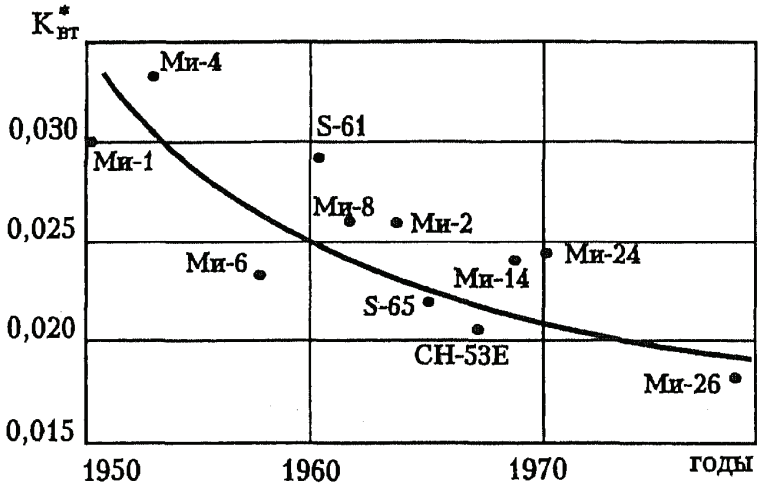


Рис. 3 Масова досконалість втулок несучого гвинта різних типів [1]

На рис. 3 зображено характер зміни відносної маси втулки $K_{вт}$ за типами вертольотів:

$$K_{вт} = \frac{m_{вт}}{zK\sqrt{P^3}},$$

де $m_{вт}$ – маса втулки; z – число лопатей; K– коефіцієнт; P – відцентрова сила лопаті.

Сферичний еластомірний підшипник (рис. 4) конструктивно є пристосуванням, яке виконане у вигляді багатошарового пакету, що складається з пластин металу і еластоміру (гума, полімер). Елементи підшипника знаходяться в складному напруженому стані, який викликаний сприйняттям аеродинамічних, масових і інерційних сил і моментів, що виникають на лопаті НГ. Усі навантаження мають змінний характер, який викликаний циклічністю зміни обдування елементів лопаті при обертанні її відносно валу НГ в поступальному польоті вертольота.

Основним навантаженням, що сприймається підшипником є осьова складова, яка

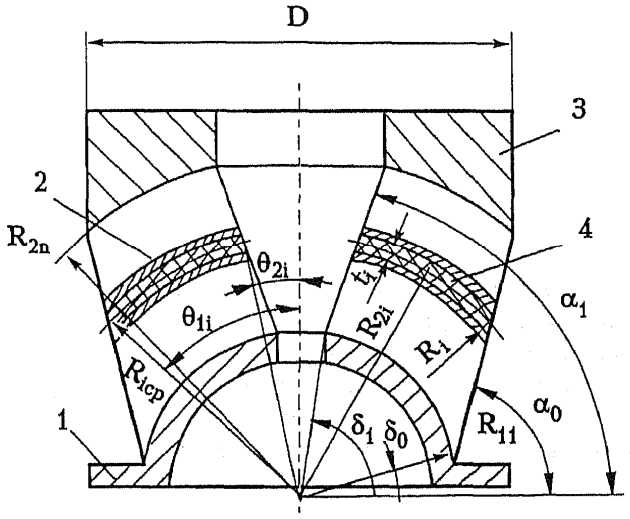


Рис. 4 Типова схема еластомірного підшипника:
1 – внутрішній фланець; 2 – металева арматура;
3 – зовнішній фланець; 4 – еластомір.

викликана відцентровою силою лопаті, що також є змінною із-за махового руху лопаті:

$$P = Pц + \Delta P,$$

де $Pц$ - постійна повної відцентрової сили лопаті при незмінній частоті обертання НГ і осьовому обтіканні гвинта;

ΔP– змінна складова відцентрової сили НГ.

Величину постійної відцентрової сили, що діє на осьовий шарнір, можна визначити з виразу [2]:

$$Pц = \frac{m_l V_l^2}{R_в} = \frac{m_l \omega^2 (R_{цт} - R_в)^2}{R_{цт}},$$

де m_l – маса лопаті;

V_l – лінійна швидкість центру мас лопаті;

$R_в$ – радіус вузла кріплення лопаті до втулки НГ;

ω – кутова швидкість лопаті;

$R_{цт}$ – радіус положення центру мас лопаті.

$$\Delta P = \Delta\omega \sin \omega t.$$

Окрім цього, пакет підшипника працює на зсув при сприйнятті коливань лопаті в плоскості обертання НГ, в плоскості вимаху і щодо подовжньої осі лопаті.

В процесі конструювання еластомірного підшипника необхідно забезпечити його довговічність при заданих габаритах. Довговічність циклічно навантажених гумово - металевих елементів, що працюють при помірному саморозогріві ($t \le 47\ldots57\ ^0C$) і обмежених

відносних деформаціях гумових шарів $\varepsilon = \frac{\Delta_{об}}{\Delta_o}$ ($\Delta_{об}$, Δ_o – об'ємна і загальна деформація шару гуми при обтисканні), може бути обчислена. виходячи з кривих втоми звичайного типу:

$$L = \left(\frac{A}{\gamma}\right)^m .$$

Кількість циклів вантаження приймається рівною - $L = (1\ldots50)10^6$, [1].

Допустимі значення відносної деформації доцільно вибирати залежно від радіусу або номера шару гуми:

$$\varepsilon = \left\{ \begin{array}{c} 0{,}05 \qquad при \quad i \le 5 \\ 0{,}05 + (0{,}01...0{,}02)\cdot(i-5)\, при\ i \rhd 5 \end{array} \right\} ,$$

де i – номер шару, починаючи від внутрішнього фланця.

Розрахунковою, тобто використовуваною для прогнозування, прийнято вважати результуючу циклічну зсувну деформацію в точці зовнішньої утворюючої сферичного шару.

Сферичні еластомірні підшипники доцільно виготовляти методом лиття під тиском 40…50 МПа [1]. У більшості сферичних еластомірних підшипників прийнята конічна форма, що забезпечує змінну жорсткість по висоті підшипника. Їх геометрія описується шістьма параметрами: R_{11}, R_{2n}, δ_0, δ_1, α_0, α_1 (див. рис. 4). Товщину резинових шарів t_i доцільно вибирати максимально можливою, з умови $\varepsilon_i = [\,\varepsilon\,]$.

Не дивлячись на те, що використання еластомірних шарнірів в конструкціях вертолітних НГ дозволило підвищити їх експлуатаційні характеристики і надійність, а також понизити їх вартість, основні зусилля конструкторів з недавніх пір зосереджені на "безшарнірних" НГ.

У конструкцію безшарнірних НГ входять еластичні силові елементи, наприклад, торсіони, які призначені для передачі і (або) сприймання вигинаючих навантажень (що діють в напрямку махового руху лопаті та плоскості обертання), осьових навантажень (відцентрових) і крутильних навантажень (що закручують лопать відносно її подовжньої осі при зміні кроку). Кожен торсіон кріпиться безпосередньо до втулки безшарнірного НГ, тим самим утворюючи конструкцію, що обходиться без традиційних (горизонтального, вертикального і осьового) або еластомірних шарнірів між втулкою і лопатями.

При розробці торсіону безшарнірного НГ доводиться враховувати декілька суперечливих вимог до конструкції:

- по-перше, вузли кріплення торсіону мають бути міцними, щоб передавати навантаження з лопаті на втулку. Торсіон повинен частково виконувати роль ГШ, забезпечуючи свободу махового руху лопаті під дією вигинаючих навантажень;

- по-друге, ділянка торсіону, що працює на вигин, має бути здібною до високоамплітудних вигинаючих деформацій, що виникають на високоманеврених режимах роботи НГ, а також сприймати відцентрові навантаження від лопаті;

- по-третє, торсіон повинен мати скручуєму ділянку, що має знижену крутильну жорсткість та призначена для полегшення повороту лопаті при управлінні загальним і циклічним кроком НГ, тобто, яка забезпечує свободу пружних крутильних деформацій при зміні кроку лопаті. При цьому скручуєма ділянка торсіону повинна витримувати високу крутильну напругу, що виникає при управлінні загальним і циклічним кроком, мати міцність, яка достатня для сприйняття відцентрових навантажень і запобігання втраті стійкості при крученні під дією навантажень в плоскості обертання.

Основна гідність торсіону полягає в тому, що він відокремлює навантаження, які пов'язані з маховим рухом лопаті, від крутильних навантажень, дозволяючи тим самим збільшити амплітуду вимаху при зменшенні рознесення шарнірів втулки.

Льотні характеристики і можливості вертольота значною мірою визначаються конструкцією його НГ, зокрема, відстанню між віссю втулки НГ і віссю конструкції,

еквівалентної горизонтальному шарніру (у безрозмірному уявленні ця відстань береться віднесена до радіусу НГ), або рознесенням шарнірів втулки. При збільшенні рознесення шарнірів (чим далі "шарнір" розташований від вісі втулки, тим більше рознесення шарнірів) навантаження від лопатей передаються через втулку НГ на корпус вертольота ефективніше, тобто збільшується керованість і маневреність вертольота.

Проте, разом із збільшенням рознесення шарнірів, підвищується чутливість вертольота до вібрації і атмосферної турбулентності, а також погіршується подовжня стійкість вертольота. Тому, величина рознесення шарнірів вибирається, як компроміс між маневреністю вертольота і його стійкістю на високих швидкостях.

Застосування втулок НГ з використанням титанових сплавів і композиційних матеріалів, з використанням торсіонів і еластомірних підшипників суттєво знижує масу втулки- приблизно у два рази, що сприятливо позначається на загальної масі вертольота. А виключення змащення і кількості рухомих елементів підвищило надійність і понизило витрати на її сумарні трудовитрати приблизно у чотири рази [1].

Зміна конструкції втулок і використання нових матеріалів істотно вплинуло на об'єм і періодичність технічного обслуговування втулок.

Одними з показників, що характеризують витрати праці і матеріальних засобів по ТО на одну годину нальоту є [3]:

а) питомі трудові витрати

$$\tau_{уд} = \frac{\sum_i T_{i\,ТО}}{H};$$

б) питомі матеріальні витрати

$$C_{мат.\,уд} = \frac{\sum_i C_{i\,мат}}{H},$$

де $\sum_i T_{i\,ТО}$ и $\sum_i C_{i\,мат}$ - відповідно сумарні трудовитрати, чол.-год. і витрати на запасні частини в і - му стані процесу ТЕ, які пов'язані з ТО, грн;

H- загальний нальот парку вертольотів, ч.

У приведених виразах, за рахунок відсутності у втулці класичних шарнірів і заміни їх одним еластомірним підшипником, приводить до зменшення трудовитрат $\sum_i T_{i\,ТО}$ в процесі ТО. А відсутність змащення в шарнірі - зменшує витрати на запасні частини і витратні матеріали $\sum_i C_{i\,мат}$

В процесі експлуатації сучасні втулки не вимагають контролю наявності мастила і його заміни через певний час наробітку або при виконанні сезонного ТО. Проте, через певний наробіток необхідно проводити ретельну перевірку елементів втулки НГ сучасними методами неруйнуючого контролю, з метою раннього виявлення початку руйнування металу, або втрати ним характеристик міцності. В процесі проведення підготовок вертольота до польоту і при виконанні оперативних форм ТО основний час, що витрачається на обслуговування сучасних втулок НГ, зводиться до візуального контролю на відсутність зовнішніх пошкоджень елементів втулки і відсутності ослаблення елементів кріплення.

Список літератури

1. Далин В.Н., Михеев С.В. Конструкция вертолетов: Учебник.- М.: Изд-во МАИ, 2001.- 352с.

2. Базов Д.И. Аэродинамика вертолетов: Учебное пособие.- М.: «Транспорт», 1969. – 195с.

3. Под ред. Смирнова Н.Н. Техническая эксплуатация летательных аппаратов: Учебник.- М.: «Транспорт», 1990.-423с.

УДК 658.516. 3: 656.7: 061.5(045)

В.Е. Зимин, Д.В. Мошуренко, С.В. Зозуля
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВНЕДРЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ В ПРОЦЕССЕ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Обосновывается необходимость разработки и внедрения на авиационных предприятиях гражданской авиации Украины, системы управления качеством в соответствии с требованиями Международной Организации по Стандартизации. Предлагается построение системы управления качеством на основе требований ISO 9001:2000 с учётом взаимодействия системы качества со всеми этапами петли качества авиационного предприятия

В результате ужесточения требований мирового авиационного сообщества к обеспечению безопасности полетов, повышению уровня обслуживания пассажиров, охране окружающей среды, с особой остротой проявилась потребность осуществления оперативных мер по сохранению позиций украинских авиакомпаний на рынке авиационных перевозок.

Главная сложность для авиакомпании состоит в том, что как авиаперевозчик она работает в конкурентной рыночной среде, а как покупатель услуг – в среде монопольной, нерыночной. Осуществляя авиаперевозки, они вступают в соперничество с десятками других авиакомпаний, включая иностранные, поэтому перевозчики вынуждены обеспечивать качественный сервис и формировать тарифы с учетом рыночных предложений. А как потребитель услуг, необходимых для создания конкурентоспособного продукта, авиаперевозчик работает в условиях монополизма. Авиакомпания не может выбрать аэропорт, терминал, она ограничена в выборе поставщиков наземных услуг, топлива, бортового питания.

Крупнейшие зарубежные авиакомпании расширяют свое присутствие на украинском рынке, имея при этом существенное преимущество, ведь в рыночной среде они работают не только как поставщики, но и как потребители услуг. Эта ситуация побуждает украинских авиаперевозчиков к пересмотру приоритетов и стратегии создания продукта.

Недостатками в работе отечественных авиакомпаний являются:

- отсутствует миссия, видение, ценности и руководящие принципы, которые разделяются персоналом;
- низкий уровень развития организационных структур, документированности;
- размытая ответственность, полномочия и взаимодействия;
- нет четкого разграничения и описания функций, процессов, процедур;
- отсутствие долговременной стратегии и политики.

Переход авиапредприятия из условий плановой централизованной к рыночной экономике требует разработки новых методов управления, отражающих необходимость реализации потребностей потребителей услуг гражданской авиации (ГА) в обеспечении качества воздушных перевозок, авиационных работ и услуг на всех этапах производственного цикла обеспечения и производства полетов.

К таким методам в настоящее время относится разработка и применение системы качества авиапредприятия, определяющей системный комплексный подход к организации работ по обеспечению и управлению качеством в деятельности авиапредприятия.

Под понятием «качество» во всем мире понимается совокупность характеристик деятельности, процессов, продукции, организации, системы, отдельного лица или любой комбинации из перечисленных объектов, относящихся к их способности удовлетворить установленные и предполагаемые требования [1-4].

Под требованиями к качеству в ГА принимаются требования по удовлетворению потребностей как внешних, так и внутренних потребителей ГА (в том числе пассажиров, грузоотправителей, заказчиков на авиационные работы и т.д.) и общества в целом.

В основном, конечным получателем услуг по воздушным перевозкам, процессов и работ для авиапредприятия являются внешние потребители. Вместе с тем следует учитывать интересы внутренних потребителей процессов и услуг в рамках одного авиапредприятия при взаимодействии различных служб, участвующих в организации, обеспечении и производстве полетов воздушных судов (ВС), где потребитель может находиться на каждом последующем этапе производственного цикла в процессе предоставления услуг.

Одним из основных критериев обеспечения качества в ГА является обеспечение безопасности полетов.

Наиболее действенным способом обеспечения качества общепризнанно внедрение «систем качества, как совокупности организационной структуры, методик, процессов и ресурсов, необходимых для осуществления общего руководства качеством».

Основными критериями разработки и внедрения систем качества на основе требований стандартов серии 9000 являются:

- документальное оформление системы качества как средства, обеспечивающего установление качества процессов, работ и услуг на всех этапах производственного цикла;
- ориентация на удовлетворение требований потребителя;
- исключение процессов, работ и услуг низкого качества до начала их производства и реализации;
- выявление, анализ и устранение причин несоответствий при организации и осуществлении системы внутренних проверок (аудита) качества;
- обеспечение систематического комплексного подхода к организации и управлению качеством на основе реализации функций в области качества.

Необходимо помнить, что система качества разрабатывается применительно к конкретному авиапредприятию и поэтому не может быть двух одинаковых систем качества у различных авиапредприятий, не учитывающих особенности их производственной и эксплуатационной деятельности.

Авиапредприятие должно разработать и поддерживать в рабочем состоянии систему качества, как средство, обеспечивающее соответствие его эксплуатационной деятельности установленным требованиям для достижения целей и задач авиапредприятия, сформулированных в его Политике в области качества, а также тех требований к качеству (в первую очередь по критериям безопасности), которые выдвигают перед авиапредприятием государство и потребители воздушных перевозок, работ и услуг.

Это, в частности, означает, что:

- применяемые методы по обеспечению качества должны быть письменно зафиксированы и должны поддерживаться в рабочем состоянии, т.е. актуализироваться;
- установленные требования должны быть подробно описаны в стандартах авиапредприятия, рабочих инструкциях, технологиях, методиках и других документах авиапредприятия по вопросам обеспечения качества;
- документированные процедуры и инструкции должны иметь эффективное применение.

Система качества разрабатывается и функционирует характерным образом наряду со всеми остальными видами деятельности, влияющими на качество процессов, работ и услуг и взаимодействует с ними на всех этапах производственного цикла.

Это означает, что система качества авиапредприятия является неотъемлемой частью системы управления авиапредприятием в целом и функционирует одновременно с этой системой. Взаимодействие системы качества распространяется на все этапы петли качества (рис. 1) от изучения меняющегося спроса на авиаперевозки, работы и услуги и до конечного удовлетворения требований нормативных документов или потребностей к их качеству со стороны потребителей.

Петля качества авиапредприятия (основные этапы жизненного цикла предоставления авиационных работ и/или услуг воздушной перевозки) определяется рядом элементов.

Исходные данные для создания и поддержания в рабочем состоянии системы качества, включают в себя:

- государственные и другие общественные требования, установленные для

авиапредприятий ГА (в том числе требования общественных и иных организаций);

- потребности в авиационных работах и воздушных перевозках потребителей (клиентов).

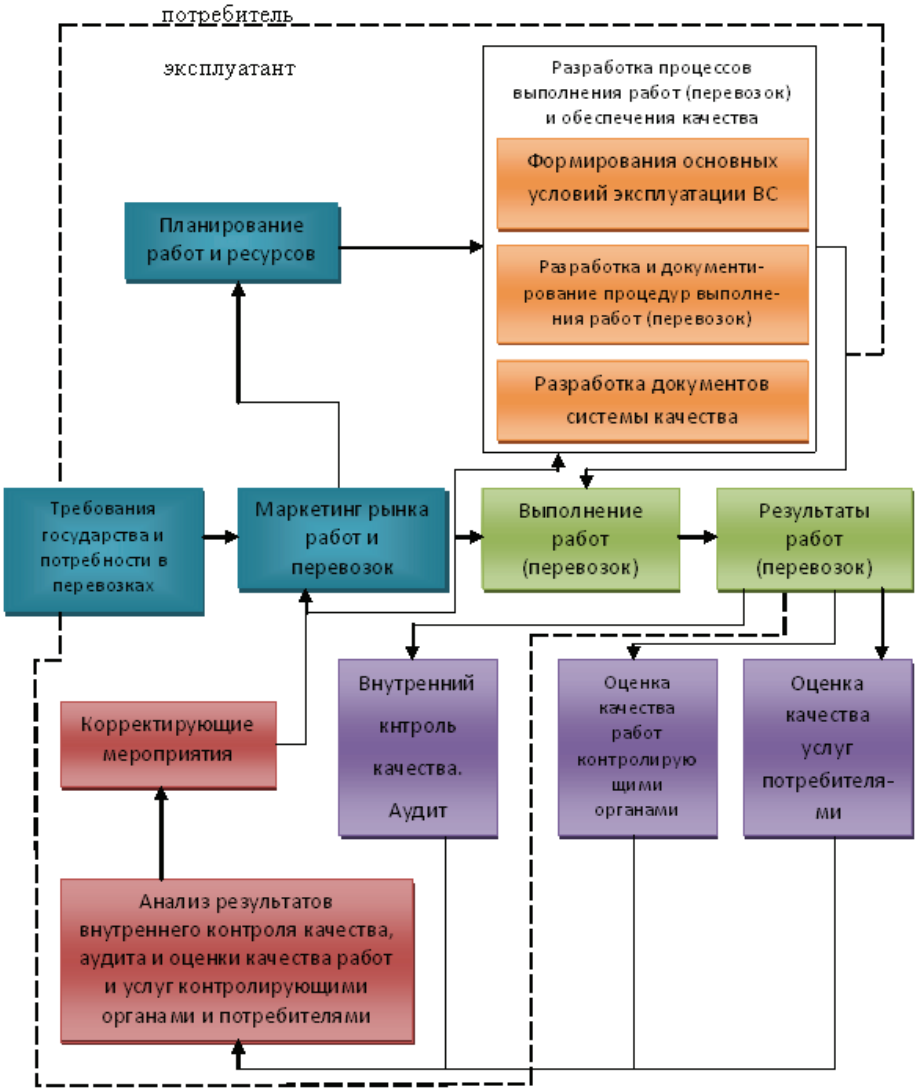


Рис. 1. Петля качества авиапредприятия

Анализ возможности выполнения этих требований на основе имеющихся ресурсов производится при проведении маркетинговых исследований рынка авиационных работ (воздушных перевозок).

Результатом анализа маркетинговых исследований рынка авиационных работ (воздушных перевозок) является планирование работ и необходимых для их выполнения ресурсов, определение направлений деятельности авиапредприятия. Результаты анализа оформляются в бизнес-плане авиапредприятия и других документах.

Реализация документального обеспечения выбранных направлений деятельности производится при разработке процессов выполнения работ (перевозок) и обеспечения качества.

Сюда включаются следующие элементы:

- формирование основных условий эксплуатации ВС;
- разработка и документирование процедур выполнения работ (перевозок);
- разработка документов системы качества.

Элемент «Формирование основных условий эксплуатации ВС» представляет собой определение перечня видов работ и маршрутов воздушных перевозок и документированную идентификацию продукции авиапредприятия.

Элемент «Разработка и документирование процедур выполнения работ (перевозок)» представляет собой разработку (актуализацию) нормативных документов авиапредприятия для выполнения производственных процессов (Руководство по производству полетов (РПП), Руководство по техническому обслуживанию (РТО), стандарты предприятия (СТП) и другие документы) авиапредприятия.

Элемент «Разработка документов системы качества» представляет собой идентификацию процессов обеспечения качества работ, предоставляемых услуг и разработку (актуализацию) нормативных документов их выполнения (Руководство по качеству, Политика в области качества, Программа качества, СТП по вопросам качества и другие документы), в том числе порядок формирования и изменения организационной структуры авиапредприятия.

Элемент «Выполнение работ (перевозок)» представляет собой комплекс процессов по организации и проведению авиационных работ (воздушных перевозок).

Элемент «Результаты работ (перевозок)» представляет собою результат конкретных авиационных работ (воздушных перевозок) – продукцию авиапредприятия.

Полученные результаты оцениваются при проведении оценки качества, включающем в себя:

- элемент «Внутренний контроль качества. Аудит»;
- элемент «Оценка качества перевозок контролирующими органами»;
- элемент «Оценка качества услуг потребителями».

В связи с тем, что элемент «Выполнение работ (перевозок)» охватывает весь комплекс процессов по организации и проведению авиационных работ (воздушных перевозок), он может подвергаться дополнительному контролю на любом этапе работ как службой (группой) качества авиапредприятия, так и государственными органами.

Результаты проведенных оценок рассматриваются в элементе «Анализ результатов внутреннего контроля качества, аудита и оценки качества работ и услуг контролирующими органами и потребителями».

На основании анализа выполнения требований к качеству выполняемых работ и предоставления услуг, формируются корректирующие и предупреждающие действия, которые замыкают цикл (общая обратная связь) авиационного производства.

В связи с возможной необходимостью оперативных корректирующих действий элементы «Разработка процессов выполнения работ (перевозок) и обеспечения качества» и элемент «Выполнение работ (перевозок)» охватываются локальными обратными связями.

ВЫВОДЫ

Стандарты серии 9000 дают возможность руководству и специалистам авиапредприятия обеспечить единый подход, разработку, внедрение и применение системы качества, рассматривая обеспечение качества как одну из функций общего руководства авиапредприятием в комплексе со всеми задачами организации и функционирования авиационного производства. Изложение сущности этих функций по обеспечению качества и выявление задач, решаемых в области качества, в системной взаимосвязи для различных структурных подразделений авиапредприятия, на наш взгляд, является важным при разработке единых подходов, особенно на первоначальном этапе создания и развития систем качества.

Список літератури

1. ICO 9000 : 2000. Серия международных стандартов.

2. Управление качеством. Руководящие указания по обучению: Международный стандарт ISO 10015.

3. ИСО 9001: 2001. Системы менеджмента качества. Требования.

4. *Василевская И. В.* Управление качеством: Учеб. пособие. М.: РИОР, 2005. – 79 с.

УДК 621.432:620.178.3(045)

Б.О.Грязнов, Ю.С.Налімов В.О.Какуєвицький
(Інститут проблем міцності ім. Г.С.Писаренко НАНУ, Україна)
О.С. Тугарінов
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПІДВИЩЕННЯ МЕЖІ ВИТРИВАЛОСТІ І УСУНЕННЯ НЕДОПУСТИМОГО ПРОГИНУ КОЛІНЧАСТИХ ВАЛІВ ПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ МЕТОДОМ ПОЕЛЕМЕНТНОЇ ХОЛОДНОЇ ПРАВКИ

Пропонується новий метод підвищення витривалості та усунення недопустимих прогинів колінчастих валів поршневих двигунів. Показано, що з існуючих способів усунення прогину колінчастих валів та підвищення їх циклічної міцності найбільш ефективним являється їх холодна поелементна правка.

На даний час на машинобудівних та ремонтних підприємствах використовують різні способи підвищення межі витривалості колінчастих валів. До них відносяться обробка галтелей колінчастого валу різними видами інструменту: кульками, роликами, торовим інструментом, різцем з мінусовим переднім кутом різання, що дорівнює 45°, а також впливом на галтелі валу різних видів обробки: термічної, електротермічної, електромеханічної, електрохімічної, обробки галтелей променем лазера. Використання вказаних способів зміцнення колінчастого валу в той або іншій мірі дає можливість підвищити межу витривалості деталі [1,2].

Вивчення технічного стану колінчастих валів поршневих двигунів одного з сімейств Заволжського моторного заводу, що надходять до ремонту зі значними прогинами, показало, що головною причиною викривлення валу є порушення режиму фільтрації масла та процесу змащування сполучення шатунна шийка-підшипник. Останнє спричиняється потраплянням в процесі експлуатації в порожнину шатунної шийки, що сепарує, значної кількості продуктів зношення та абразиву. Внаслідок цього, сполучення шатунна шийка-підшипник в певний проміжок часу починає працювати в режимі напівсухого та сухого тертя, що призводить до виплавляння антифрикційного шару вкладишів, значним зношенням і задиркам шатунних шийок, а також до перевантажень колінчастого валу. В результаті пружньо-пластичного вигину деталі з'являються залишкові деформації, вісь колінчастого валу викривляється. Це призводить до того, що биття корінних шийок значно зростає, перевищує 0,3 мм, а іноді досягає 2-2,5 мм. Такі вали, і навіть ті, що мають залишковий ресурс за ремонтним розміром шийок, відновлюють на підприємствах до номінального розміру одним із способів нарощування металу (різними способами наплавлення, напилюванням, встановленням на шийки стальних пластин, гальванічними та іншими видами покриттів).

При значних прогинах вали вибраковуються, підприємства вимушені купувати нові дорогі деталі, що пов'язано зі значними витратами.

В результаті систематизації та аналізу даних щодо стану колінчастих валів двигунів, які надходять до ремонту, з'ясовано, що правці підлягають 15-20 % таких валів, більшість з яких мають задирки поверхні на 2-ій і 3-ій шатунних шийках. В переважній більшості випадків у деталей було зафіксовано биття корінних шийок, що не перевищує 0,8...1,2 мм. Вали з биттям шийок понад 1,8 мм зустрічаються досить рідко.

До останнього часу підприємствами вживалися спроби правити деформовані колінчасті вали з недопустимим биттям корінних шийок різними способами: звичайним шляхом за традиційною схемою в холодному або гарячому (з підігріванням до 673°К) стані, або чеканкою шийок і галтелей механічним, чи пневмо- молотком при енергії удару 1,2 Дж [4,6]. Однак досвід застосування цих способів показав, що вони характеризуються значною трудомісткістю, нетехнологічні й не забезпечують усунення значних прогинів колінчастих валів, а також стабільність їх прямолінійності у часі.

Більш простим та ефективним способом усунення прогинів колінчастих валів й підвищення їх межі витривалості являється холодна поелементна правка. Цей спосіб на відміну від традиційного дозволяє спрямовано деформувати окремі елементи колінчастого валу й довести їх до пластичного стану [4,5,6]. З цією метою використовується раціональна схема навантаження окремих елементів деталі й удосконалена конструкція оснащення для правки валу [3,6]. Під час виконання холодної поелементної правки (рис.1, *а, б*) колінчастий вал 1 встановлюють на опору 5 шатунною шийкою 3 (зазвичай шийка із задиркою поверхні), що знаходиться між двома найбільш зміщеними вісями корінних шийок. Потім на гідравлічному пресі із зусиллям не менш 400-500 кН з плавним навантаженням (не більш 300 кН/хв.) на шатунну шийку діють спеціальним дугоподібним індентором 4, прикладаючи до нього навантаження Q в поперечному напрямку, що є протилежним зміщенню вісі корінних шийок колінчастого валу. Навантаження прикладають до галтелей шатунної шийки в зоні максимальної концентрації напружень, плавно збільшуючи його до найбільш припустимої величини. При цьому, на вказаній поверхні шийки внаслідок локальної пластичної деформації розтягувального напруження трансформуються в стискаючі й утворюються ексцентричні канавки (рис.1, *в*). При поелементній холодній правці колінчастого валу в результаті появи в галтелях його шатунної шийки стискаючих напружень, пластичність металу в цій зоні зростає, і він витікає як в поперечному напрямку, так і в бік щік 2, розсуваючи їх на певний кут [5].

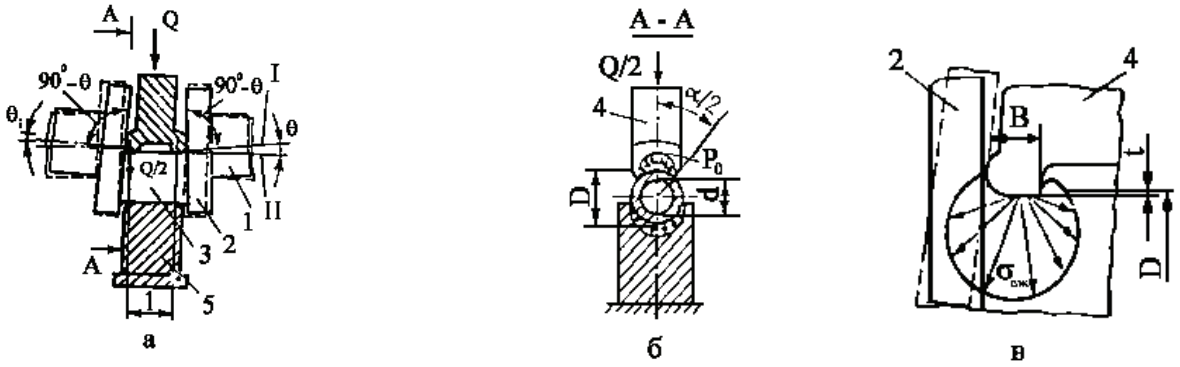


Рис. 1 Схема процесів:
а – холодної поелементної правки колінчастих валів; *б* – розподілу контактних тисків; *в* – розподілу напруження в галтелі шатунної шийки під час вдавлювання індентору.

Внаслідок повороту шийок вал вирівнюється, і вісь, яка займала до правки положення I, переходить в положення II. Витиснутий індентором (натискним блоком) в результаті пластичної деформації об'єм металу біля галтелей шатунної шийки зберігається постійним, а залишкові напруження в шийці залишаються стабільними.

В той же час процес правки супроводжується зміцненням галтелей шатунної шийки із досягненням певної величини наклепу. Ексцентричні канавки формуються в місцях найбільшої концентрації напружень, їх розміри (глибину t і ширину B) в галтелях шатунної шийки (рис.1, *в*) вибирають з урахуванням встановлених величин інтервалу й припуску при обробці шатунної шийки на один з ремонтних розмірів (0,25...0,30 мм). При цьому необхідно враховувати й відстань від краю циліндричної ділянки шейки до галтелі (5...10 мм). Виходячи з цих обмежень, глибина канавки 1 складає 0,002 D (D - діаметр шатунної шийки), а її ширина B=2...2,5 r (r - радіус галтелі).

Такі параметри валу дають можливість ефективно зміцнювати галтелі індентором при поелементній правці, а витиснений шар металу, який дорівнює глибині канавки, видаляти в процесі шліфування шийки.

Під час розрахунку параметрів режиму холодної поелементної правки важливо правильно вибрати величини допустимих контактного тиску та зусиль правки.

Експерименти з усунення прогинів колінчастих валів двигунів холодною поелементною правкою здійснювали в лабораторних та виробничих умовах на гідравлічних

пресах з плавним зусиллям навантаження 1000..1250 кН. Правці піддавали партії колінчастих валів з задирками на різних шатунних шийках й з биттям корінних шийок от 0,4 до 2 мм.

Результати експериментів дали можливість побудувати графіки змінення величини навантаження, необхідного для усунення прогинів (биття корінних шийок) колінчастих валів при їх холодній поелементній правці (рис.2).

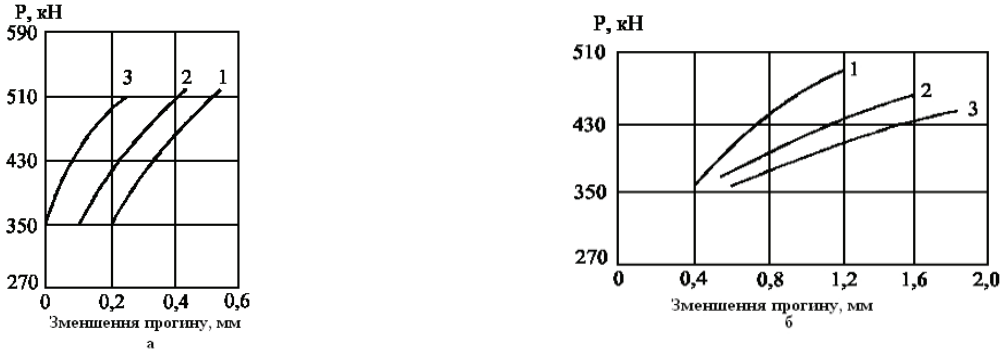


Рис. 2 Зменшення прогину (биття корінних шийок) при холодній поелементній правці колінчастого валу двигунів:
а – однократне навантаження 2-ї шатунної шийки; *б* – трьохкратне навантаження 3-ї шатунної шийки. (1, 2, 3-2, 3- і 4-а корінні шийки відповідно).

Встановлено, що колінчасті вали двигунів із задирками на 2-й та 3-й шатунних шийках, з прогинами 0,5...1,8 мм (кількість таких валів складає 92...100 %), можна відновлювати холодною поелементною правкою шляхом одно- та трьохкратної дії на ці шийки із зусиллям 330...500 кН. Прямолінійність колінчастих валів таких двигунів з такими ж прогинами, спричинені задирками на поверхні 1-ої, 4-ої шатунних шийках, відновлюється дво- і п’ятикратним силовим впливом на ці або сусідні шийки з такими ж зусиллями навантаження.

В процесі досліджень колінчастих валів двигунів, відновлених холодною поелементною правкою, вивчався вплив процесу на релаксацію деформації, наклеп металу в зоні дії індентору на шатунну шийку в галтелях, опір утомленості, а також на показники експлуатаційної довговічності і надійності деталей.

Встановлено, що протягом шестимісячної витримки у жодного з десяти валів величина биття корінних шийок не змінилася, а мікротвердість поверхні в зоні галтелей після правки зі значним зусиллям (400÷500 кН) зросла на 22,6%.

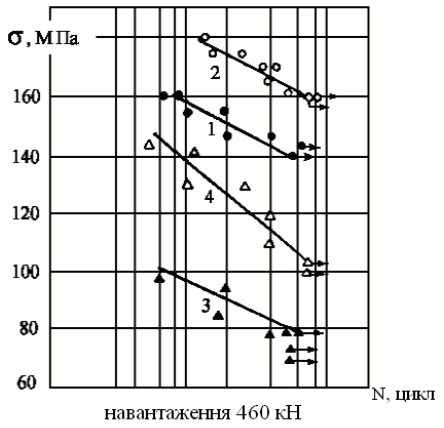
Втомлювальні випробування колінчастих валів двигунів (нових і зношених) до останнього ремонтного розміру й відновлених холодною поелементною правкою з навантаженням 460 кН, проводили при знакоперемінному згині на стендах УМП-02 конструкції Інституту механіки НАН України. Хід випробувань відповідав вимогам ДГСТ 25.502-79. Тривалість випробувань складала (5...7) 10^6 циклів.

Як видно з рис.3*а*, межа витривалості колінчастих валів, відновлених холодною поелементною правкою, на 15 % вища, ніж у нових валів. Цьому сприяє утворення в зоні деформації (галтелей шатунних шийок), стискуючих залишкових напружень і виникнення наклепу металу.

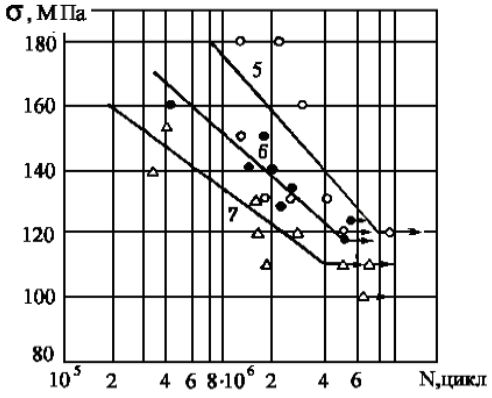
При холодній правці наплавлених колінчастих валів межа їх витривалості зросла у порівнянні з аналогічною величиною ненаплавлених з 80 до 105 МПа, тобто на 30 %. Це на 25 % менше за межу витривалості нового колінчастого валу.

Результати випробувань свідчать також про те, що межа витривалості валів після холодної поелементної правки з декілька меншим силовим впливом на галтелі шатунної шийки (310 кН) підвищилася на незначну величину (рис.3*б*).

Встановлено, що середні післяремонтні пробіги партій автомобільних двигунів з колінчастими валами, що були відновлені холодною поелементною правкою у 2÷2,5 рази вище за післяремонтні пробіги двигунів, зношені шийки яких відновлювали електродуговим наплавленням проволокою під флюсом і плазменно-дуговим напилюванням проволоки.



а



б

Рис. 3 Криві втомленості колінчастих валів двигунів:
1,6 - нові колінчасті вали; *2,5* - колінчасті вали із зношеними ненаплавленими шатунними і корінними шийками, яких піддали холодній поелементній правці; *3* - колінчасті вали, відновлені електродуговим наплавленням проволокою під флюсом; *4* - колінчасті вали із зношеними, раніше наплавленими тим же способом шатунними і корінними шийками, які піддали холодній поелементній правці; *7* - колінчасті вали із зношеними шатунними і корінними шийками.

Технологічний процес відновлення працездатності деформованих (викривлених) в експлуатації колінчастих валів двигунів холодною поелементною правкою було реалізовано на кількох авторемонтних підприємствах України, які в результаті цього значно скоротили обсяги покупок нових дорогих виробів та отримали значний економічний ефект. Цей ефект було отримано також за рахунок підвищення післяремонтних пробігів двигунів, на які встановлювалися колінчасті вали, відновлені холодною поелементною правкою.

ВИСНОВКИ

Встановлено причини деформації колінчастих валів поршневих двигунів під час експлуатації.

Показано, що з існуючих способів усунення прогину колінчастих валів та підвищення їх межі витривалості найбільш ефективним є холодна поелементна правка цих деталей. Описано особливості і характеристики цього процесу.

На підприємствах, де впроваджено процес відновлення колінчастих валів методом холодної поелементної правки отримано значний економічний ефект.

Список літератури

1. В.А.Какуевицкий, И.В.Рагуцкий, В.В.Заяц Упрочнение восстановленных коленчатых валов автомобильных двигателей //Пробл.прочности, 1975 № 5, С. 93-95.
2. А.С. № 1606221 СССР МКИ^5 В21 Д з/16. Способ правки и упрочнения коленчатых валов /И.П.Тручабев, В.А.Какуевицкий, С.И.Трубачев/ Опубл. 15.11.90, Бюл. № 42.
3. В.П.Суслов, В.К.Шамко, А.С. Трибуш и др. Правка валов из высокопрочного чугуна //Техника в сельском хозяйстве// 1985. № 3. С. 53-56.
4. Костылев Б, Диц В. Правка чугунных коленчатых валов //Автомобильный транспорт // 1985 - № 4, С. 40-46.
5. А.С. № 1479163 СССР МКИ^3 В21 Д з/16. Устройство для правки и упрочнения коленчатых валов /И.П.Тручабев, В.А.Какуевицкий, С.И.Трубачев/ Опубл. 15.05.89, Бюл. № 18.
6. Буравцев С.К., Малков А.Н. Дефекты чугунных коленчатых валов и их устранение //Автомобильный транспорт// 1985 - № 4. С. 45-46.

УДК 539.43:620.178(045)

А.Д. Погребняк, к.т.н., М.М. Регульський, к.т.н.,
(Інститут механіки ім. С.П. Тимошенка НАН України, Україна),
О.І. Юрченко, О.С. Тугарінов
(Національний авіаційний університет, Україна)

ПРОГНОЗУВАННЯ ГРАНИЧНОГО СТАНУ ЖАРОМІЦНИХ СПЛАВІВ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД ПРИ БАГАТОЦИКЛОВОМУ АСИМЕТРИЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

Вирішується задача оцінки граничного стану жароміцних деформованих і ливарних нікелевих сплавів при одноосьовому багатоциклічному асиметричному навантаженні в діапазоні температур до 0,55-0,60 температури плавлення. В основі рішення застосована запропонована модель граничного стану, яка задається степеневою функцією арккосинуса.

Багаточисельними дослідженнями встановлено, що характер руйнування робочих лопаток газотурбінних двигунів визначається, зазвичай, рівнем температур. При температурах до 0,55÷0,60 від температури плавлення руйнування лопаток носить втомлісний характер. При більш високих температурах розвиваються процеси повзучості, і руйнування визначається саме явищем повзучості матеріалу.

Оцінка граничного стану матеріалу деталей в цих умовах визначається, зазвичай, на основі ізохронних діаграм граничних амплітуд напружень [1]. Побудову таких діаграм здійснюють на основі результатів випробувань на втому лабораторних зразків в умовах асиметричного навантаження за певної температури. На жаль, складність і тривалість таких випробувань, значні витрати матеріалу на виготовлення зразків, а також відсутність, зазвичай, оригінальної випробувальної техніки викликали необхідність пошуку альтернативних рішень з метою оцінки граничного стану матеріалів, що досліджуються, в умовах асиметричного циклічного навантаження. В якості таких рішень застосовуються різного роду співвідношення, які встановлюють, взаємозв'язок між статичними і циклічними напруженнями за певної довговічності та температурі.

На цей час в літературі відомо понад двадцяти таких залежностей, які містять низку коефіцієнтів, що належать визначенню з експерименту.

В розрахунковій практиці найбільшого застосування отримали лінійна, параболічна і еліптична залежності. Але експериментальна апробація показала, що їх застосування в розрахунках призводить до суттєвих якісних, але що важливо, й до кількісних помилок.

Це зумовлено тією обставиною, що форми діаграм граничних напружень відрізняються великим різноманіттям, які визначається властивостями конкретного матеріалу, його станом, умовами навантаження. У зв'язку з цим виникає нагальна необхідність в розробці моделей граничного стану, які дають можливість адекватно описати реакцію матеріалу на асиметричне багатоциклічне навантаження та її експериментальне відбиття, тобто у побудові моделей, що встановлюють залежність між руйнуючими напруженнями асиметричного циклу навантаження при фіксованій довговічності. Такі моделі дали б можливість коректно оцінювати вплив статичної компоненти на циклічну складову за конкретної температури при мінімальному обсязі експериментальної інформації.

Результати експериментальних досліджень конструкційних матеріалів при асиметричному навантаженні прийнято надавати у вигляді діаграм граничних напружень в прямокутній системі координат в абсолютних значеннях напружень у вигляді залежностей σ_a-σ_m, або у відносних $\frac{\sigma_a}{\sigma_n} - \frac{\sigma_m}{\sigma_B}$, де σ_a, σ_m – амплітуда і середнє напруження циклу навантаження; σ_n і σ_B – межі витривалості при симетричному циклі і короткочасній міцності відповідно.

В роботах [2,3] запропоновано новий підхід до побудови діаграм граничних амплітуд напружень. В його основі лежить гіпотеза з існування єдиної граничної діаграми, інваріантної за сталої температури числу циклів до руйнування.

Під єдиною граничною діаграмою розуміють сукупність ізохронних діаграм граничних амплітуд напружень, яка задається єдиним рівнянням з незалежними від довговічності коефіцієнтами. Ця діаграма встановлює залежність між змінними асиметричного циклу у вигляді

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_n} - \psi\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right) = 0. \cdot \tag{1}$$

Особливість надання даної залежності в тому, що функція $\psi(\cdot)$ залежить тільки від однієї змінної, що спрощує процедуру її ідентифікації. Структура функції $\psi(\cdot)$ вибирається, виходячи з вимог найкращого узгодження експериментальних даних з лінійною залежністю в координатах $\frac{\sigma_a}{\sigma_n} - \psi\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right)$. Вибір функції $\psi(\cdot)$ та наступна обробка експериментальних даних показали, що таке узгодження (після лінеаризації шляхом перетворення координат) забезпечують функції виду

$$\psi\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right) = \left[\cos\left(\frac{\pi}{2}\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)\right]^{\lambda}, \tag{2}$$

та

$$\psi\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_B}\right) = \frac{2}{\pi}\left[\arccos\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)^{\xi}\right]. \tag{3}$$

Конкретизуючи залежність (1) з урахуванням (2) і (3), отримаємо моделі граничного стану у вигляді

$$\sigma_a = \sigma_n\left[\cos\left(\frac{\pi}{2}\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)\right]^{\lambda}, \tag{4}$$

та

$$\sigma_a = \sigma_n\left\{\frac{2}{\pi}\left[\arccos\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)^{\xi}\right]\right\}. \cdot \tag{5}$$

Рівняння (4) і (5) задовольняють граничним умовам, згідно яких $\sigma_a=\sigma_n$ при $\sigma_m=0$ і $\sigma_m=\sigma_B$ при $\sigma_a=0$.

Розкладаючи функції косинуса і арккосинуса в ряд та маючи обмеження двома членами ряду, отримаємо наближення залежності для моделей граничного стану:

$$\sigma_a = \sigma_n\left[1 - \frac{\pi^2}{8}\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)^2\right]^{\lambda}, \tag{6}$$

та

$$\sigma_a = \sigma_n\left[1 - \frac{2}{\pi}\left(\frac{\sigma_m}{\sigma_\text{B}}\right)^{\xi}\right], \tag{7}$$

яке досить повно описує результати втомлісних випробувань при багатоциклічному асиметричному навантаженні.

Моделі граничного стану (4) і (5) та їх наближені аналоги (6) і (7) містять три характеристики матеріалу, що досліджується: межа (обмежена границя) витривалості при асиметричному циклі σ_n, межа короткочасної міцності σ_B і коефіцієнти чутливості до асиметрії навантаження λ і ξ, що визначають форму діаграм граничних амплітуд напружень. Перші дві характеристики визначається через випробування партії гладких циліндричних зразків на втому при симетричному циклі й на короткочасну міцність.

Визначення коефіцієнтів λ або ξ вимагає проведення додаткового одиничного експерименту при асиметричному навантаженні з реалізацією в ньому певної комбінації циклічної σ_a і статичної σ_m компонент. Як свідчить досвід попередніх досліджень,

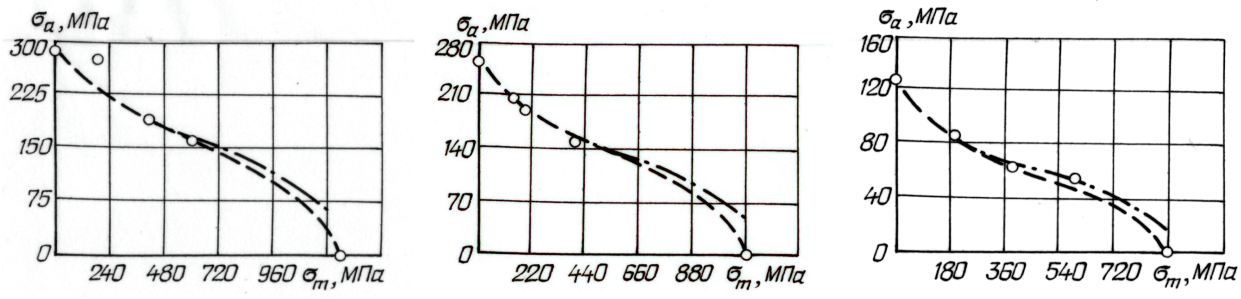
найкращий результат має місце при виборі компонент σ_a і σ_m, які відповідають віднульованому циклу навантаження, коли $\sigma_a=\sigma_m$. При цьому, значення коефіцієнтів λ і ξ розраховуються із застосуванням рівнянь (4) і (5), або наближених співвідношень (6) і (7), розрахованих відносно λ і ξ.

Велика кількість проведених досліджень з побудовою діаграм граничних амплітуд напружень для широкого кола конструкційних металевих і композитних матеріалів [3,4] показали, що модель (4) та її аналог (6) досить повно описують результати випробувань при асиметричному навантаженні пластичних матеріалів (вуглецевих, легованих сталей, деяких алюмінієвих сплавів). Для них відносне подовшення δ, як характеристики пластичності матеріалу, знаходиться в межах 15-20% і більше. У цьому випадку показник λ, який визначається на основі базового експерименту, зазвичай понад 1,5-2,0.

Модель (5) та її аналог (7) забезпечують адекватне описання результатів експерименту малопластичних, крихких матеріалів (чавуни, деякі леговані сталі, жароміцні нікелеві сплави), для яких відносне подовшення δ, зазвичай, менше 12%. Граничний стан таких матеріалів задовільно висвітлює вищезгадана модель при значеннях показника ξ менше за 0,75. В перехідній області за пластичністю ($12 < \delta < 15$) застосування окремих моделей призводить практично до однакових результатів. Для таких матеріалів $\lambda < 1{,}5$, $\xi > 0{,}75$.

Таким чином, рівень пластичності матеріалу визначає вибір моделі його граничного стану, що, в свою чергу, знаходить відображення в значеннях коефіцієнтів λ і ξ, що розраховуються за результатами одиничного базового експерименту при одному із сполучень величин статичної і циклічної складових асиметричного циклу навантаження.

Розрахунки діаграм граничних амплітуд напружень жароміцних нікелевих сплавів виконані з метою апробації розроблених моделей граничного стану стосовно цього класу матеріалів. Оцінка можливості опису і прогнозування їх граничного стану із застосуванням розроблених моделей здійснювалася на основі зіставлення розрахунку з експериментальними даними, що характеризують опір утомленості сплавів в умовах асиметричного навантаження при варіюванні статичної компоненти в досить широких межах.



а *б* *в*

Рис. 1 Діаграми граничних амплітуд напружень жароміцних сплавів:
а – ЭИ867, 20°С, 10^7 цикл; *б* – ЭП109, 600°С, 10^7 цикл; *в* – ВЖЛ12У, 20°С, 10^7 цикл.

На рис.1 наведені, в якості прикладу, діаграми граничних амплітуд напружень кількох жароміцних нікелевих сплавів, які застосовуються в авіаційному моторобудуванні.

Розрахунки із застосуванням залежності (7) нанесені штриховою лінією, залежності (7) – штрихпунктирною лінією.

Значення характеристик міцності, що застосовуються в розрахунках, а також значення коефіцієнта ξ наведені в таблиці.

Аналіз зіставлення результатів розрахунків з експериментальними даними, що отримані при проведенні випробувань досліджуваних зразків на утомленість матеріалів в умовах симетричного і асиметричного циклів навантаження, показав, що модель (5) більш повно описує експериментальні дані у порівнянні з моделлю (4).

Таблиця. Характеристики жароміцних сплавів і значення коефіцієнта ξ

Марка	Температура	Межа міцності	Відносне	Межа	Коефіцієнт ξ

сплаву	θ, °С	σ_B, МПа	подовшення δ, %	витривалості σ_n, МПа	
ЭИ867	20	1257	6	279	0,59
ЭП109	600	1080	5	250	0,56
ВЖЛ12У	20	900	8-14	126	0,52

Застосування точного і наближеного рішень в діапазоні реалізованих на практиці значень статичної компоненти σ_m забезпечує фактично той самий результат. Лише в області більш високих значень σ_m спостерігаються деякі відмінності в значеннях граничних амплітуд напружень, що отримані розрахунковим методом.

Величина відносної погрішності при оцінці граничного стану у порівнянні з експериментом залежить в першу чергу від властивостей матеріалу, структури застосованої моделі граничного стану, за якою здійснюється точний або наближений розрахунок, умов реалізації базового одиничного експерименту для визначення параметрів λ і ξ. Проведений аналіз показав, що відносна погрішність при застосуванні моделі (5) в більшості випадків не перевищує 15% при зіставленні розрахунку та експерименту. Розрахунки на основі моделі (4) приводять до досить суттєвих погрішностей.

Вибір моделі граничного стану жароміцних сплавів на стадії проектних оцінок може бути здійснений за значеннями коефіцієнтів λ і ξ. Зазвичай, величина ξ для жароміцних сплавів, які мають невисоку пластичність та досить чутливі до статичної компоненти циклу навантаження, знаходиться в межах 0,5-1,0. Її застосування в розрахунках досить достовірно описує їх граничний стан при асиметричному навантаженні в діапазоні температур до (0,55-0,60) $\theta_{пл}$.

ВИСНОВКИ

Сформульовано підхід до оцінки граничного стану сталі і сплавів при багатоциклічному асиметричному навантаженні, що базується на існуванні єдиної граничної діаграми, інваріантної часу до руйнування. На основі степеневої функції косинуса і арккосинуса запропоновано моделі граничного стану при асиметричному циклі, які мають певну гнучкість і дають можливість описувати широкий спектр діаграм граничних амплітуд напружень. Отримано повне узгодження розрахунку з експериментом при застосуванні моделі, яка основана на функції арккосинуса і мінімальній кількості вихідної експериментальної інформації.

Список літератури

1. Серенсен С.В., Когаев В.П., Шнейдерович Р.М. Несущая способность и расчеты деталей машин на прочность. Руководство и справочное пособие.- М.: Машиностроение, 1975.- 488 с.

2. Голуб В.П., Крижановский В.И., Погребняк А.Д. Метод расчета усталостной прочности металлических и композитных материалов при асимметричном многоцикловом нагружении // Прикл. механика.- 2004.- Том 40, №11.- С. 106-115.

3. Голуб В.П., Крижановский В.И., Погребняк А.Д., Кочеткова Е.С. Усталостная прочность металлических и композитных материалов при асимметричном растяжении-сжатии // Прикл. механика.- 2006.- Том 42.- №1.- С. 48-58.

Крижановский В.И. Касперская В.В., Погребняк А.Д. Оценка предельного состояния конструкционных сталей при асимметричном многоцикловом нагружении растяжением-сжатием, изгибом и кручением // Пробл. прочности.- 2008.- №5.- С. 81-88.

УДК 629.735.03.017.1 «401»:004(045)

Л.А. Журавльова, к.т.н. (Національний авіаційний університет, Україна)

ІНФОРМАЦІЙНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Стаття присвячена дослідженню характеристик інформаційного простору експлуатації авіаційного газотурбінного двигуна.

Структура інформаційного простору функціонування/експлуатації авіаційного газотурбінного двигуна (АГД) визначається сукупністю інформаційних потоків, що циркулюють у цьому просторі. *Інформаційних потік* у контурі інформаційного простору складного технічного об'єкта розуміють як сукупність даних, що надходить від певного джерела, і генерує певні типи відношень з джерелами і носіями інформації, засобами відбору, представлення та отримання даних, об'єктами поглинання інформації, користувачами.

Інформаційний простір АГД умовно можна поділити на дві складові: стаціонарну та динамічну, які мають різні характеристики, зокрема, з точки зору інтеграції інформаційних потоків. Стаціонарна складова містить інформацію «довготривалого» використання, тоді як динамічна складова містить інформаційні ресурси, які постійно оновлюються, коригуються, змінюються. Деяка частина динамічної складової безпосередньо чи опосередковано впливає на стаціонарну, переходить у неї, а частина попадає у сегмент «прихованої» інформації, яка є доступною тільки обмеженій групі користувачів.

Інформаційні потоки мають також властивість флуктуації, яка спричиняє появу статистичної тимчасової кореляції як на невеликих, так і на тривалих часових інтервалах.

Існує кілька підходів до класифікації інформаційних потоків простору експлуатації АГД.

За напрямком переміщення інформаційні потоки розділяють на зовнішні та внутрішні. Зовнішні інформаційні потоки надходять із зовнішніх джерел, які не мають безпосереднього регулярного структурного або функціонального зв'язку. Об'єкт дослідження знаходиться із такими джерелами у відношенні «бути користувачем» .

За формою інформаційні потоки розподіляються на категорії за інформаційним типом даних:

- потік технічної документації (креслення, змішані);
- діагностичні дані – результати безпосередніх і опосередкованих вимірювань (числові);
- діагностичні оцінки експертів (текстові);
- нормативні документи (змішані).

За змістом інформаційні потоки класифікують:

- за їх належністю до областей інформаційного простору об'єкту дослідження;
- за ознакою спільності теорій (концепцій, принципів) всередині кожної з областей;
- за ознакою спільності ключових понять, що розкривають зміст кожної теорії (концепції, принципу) у межах кожної з областей.

Інформаційний простір АГД, як складного технічного об'єкта, включає велику кількість областей. Цей факт спричиняє необхідність створення системи кодифікації інформаційних потоків з метою їх уніфікації та подальшого розпізнавання. Спостерігається також тенденція інтеграції інформаційних потоків з метою оптимізації процедур оперування ними.

За типом даних інформаційні потоки розділяють на потоки текстової, графічної, числової та змішаного типу.

За інтенсивністю інформаційні потоки розподіляють на потоки слабкої, середньої та високої інтенсивності.

Аналіз інформації, яка забезпечує роботу і експлуатацію АГД, дозволяє ідентифікувати цілу низку джерел інформаційних потоків та класифікувати їх. Характеристики інформаційних потоків, що входять до простору експлуатації АГД, наведені у таблиці 1.

Дані інформаційних потоків використовуються для збагачення інформаційних платформи, на основі якої формується діагностичне рішення. Здебільшого такі рішення є обмеженими у часі і мають бути достовірними. Це означає, що доцільно залучити до формування інформаційної платформи щонайбільше даних. Проте аналіз структури інформаційних потоків показує, що дані мають різну інформаційну природу і структуру. Виникає задача уніфікації даних та представлення їх в єдиній формі. Для цього найзручніше всього представити всі дані через лінгвістичні змінні. Ця процедура потребує наявності:

- діапазонів допустимих значень для даних числової структури (які отримуються в результаті безпосередніх та опосередкованих вимірювань);
- співвіднесення їх із якісними показниками, якими, як правило, оперують експерти;
- процедури відображення якісних показників та фактичних даних на певну числову шкалу.

Нижче наведений приклад терм-множини для різних діапазонів відхилення діагностичного параметра «Швидкість вібрації задньої опори»:

Діапазон значень відхилення	Значення лінгвістичної змінної (терм-множина)
від 0 до 20	практично відсутнє
від 20 до 40	незначне
від 30 до 50	значне
від 45 до 60	небезпечне
від 50 і більше	недопустиме

Кожна множина відхилень має кілька опорних точок, які можуть бути співвіднесені із найбільш важливими і характерними елементами терм-множини – норма, ускладнення і небезпека. Як видно, межі діапазонів відхилень можуть перекриватися. Для цього кожна опорна точка обладнується кількома додатковими, які і є основою для побудови функції належності поточного значення параметра його опорному значенню. Додаткові точки визначаються шляхом експертного оцінювання ступеня належності кожного значення поняттю опорної точки.

Таблиця 1 Характеристики інформаційних потоків

№ п/п	Джерело потоку	Форма представлення	Тип відношення	Інформаційний тип	Інтенсив-ність	Характер
Зовнішні						
1	Конструкторські бюро (база електронних портретів вузлів і елементів об'єкта)	Технічна документація	«безпосередньо впливає»	змішаний	слабка	Неста-ціонарний
2	Завод-виробник (бюлетені промисловості)	Технічна документація	«безпосередньо впливає»	змішаний	слабка	Неста-ціонарний
3	Експлуатант (дані про параметри надійності)	Технічна документація	«безпосередньо впливає»	числова	середня	Стаціо-нарний
3.1	Бортові журнали (Повідомлення екіпажу), аварійна сигналізація (бортжурнали), відомості про дефекти (виявлені у процесі ТО або ремонту)	Експертні оцінки	«опосередковано впливає» «безпосередньо впливає»	лінгвістичний	висока	Стаціо-нарний Неста-ціонарний

3.2	Параметри процесу експлуатації (карти роботи матеріальної частини у польоті, записи МСРП, БАСК)	Діагностичні дані	«опосередковано впливає»»	числовий	висока	Стаціо-нарний
4	Лабораторії надійності та діагностики	Дані вимі-рювань та мо-ніторингу дос-лідних зразків	«опосередковано впливає»»	змішаний	слабка	нестаціонарний
4.1	Результати спектрального аналізу мастила, неруйнівного контролю	Діагностичні дані	«опосередковано впливає»»	числовий	середня	Нестаціо-нарний
4.3	Результати ендоскопічного контролю	Експертні оцінки	«опосередковано впливає»»	лінгвістичний	середня	Неста-ціонарний

5	Державні органи управління ЦА: Директиви щодо змін регістрів експлуатації АТ, акти перевірки якості ТО та підготовки АТ до осінньо-зимового та весняно-літнього навігації	Нормативні документи	«опосередковано впливає»»	текстова	слабка	Неста-ціонарний
6	Ремонтні підприємства (заводи)	Експертні оцінки	«безпосередньо впливає»	лінгвістичний	середня	Нестаціо-нарний
6.1	Відомості про дефекти двигунів	Експертні оцінки	«безпосередньо впливає»	лінгвістичний, змішаний	середня	Нестаціо-нарний
6.2	Результати випробувань двигунів на МВС після ремонту	Результати вимірювань	«опосередковано впливає»	числовий	слабка	Нестаціо-нарний
7	Науково-дослідні організації	Результати моделювання	«опосередковано впливає»	змішана	слабка	Нестаціо-нарний
7.1	Акти дослідження достроково знятих двигунів	Експертні оцінки	«опосередковано впливає»	текстові	слабка	Нестаціо-нарний
8	Функціональні параметри при стендових випробуваннях	Результати вимірювань	«опосередковано впливає»	числовий	слабка	Нестаці-онарний
9	Фактори зовнішнього середовища	Результати вимірювань	«безпосередньо впливає»	числовий, лінгвістичний	сильна	Стаціо-нарний
10	Дії персоналу ТО і ремонту	Результати вимірювань, експертні оцінки	«безпосередньо впливає»	змішаний	сильна	Стаціо-нарний
Внутрішні						
11	Експлуатаційні параметри АГД	Результати вимірювань	«безпосередньо впливає»	числовий	сильна	Стаціо-нарний

В результаті аналізу структури простору експлуатації АГД виявлено:

1. Інформаційний простір експлуатації АГД є неоднорідним, оскільки включає інформаційні потоки різної фізичної природи

2. Сукупність інформаційних потоків можна класифікувати за кількома критеріями.
   - за інформаційним типом - потоки, що несуть числову і нечислову (лінгвістичну, нечітку числову) інформацію;
   - за інформаційною наповнюваністю – потоки з сильною, середньою та слабкою інтенсивністю;
   - за характером – неперервні та дискретні потоки (інформація, що надходить постійно та регулярно і така, що надходить час від часу і нерегулярно);
   - за безпосереднім впливом на експлуатаційну надійність АГД – інформація, що впливає сильно або помірно;
   - за опосередкованістю впливу – інформація, що є нагальною і впливає безпосередньо на роботу двигуна, і така, що має опосередкований помірний вплив;
   - за дією – зовнішні і внутрішні інформаційні потоки.
3. Доцільним є формування множини незалежних стаціонарних інформаційних потоків, які формують базис інформаційного простору. Згідно з існуючими принципами опису простору доцільно вибрати потоки, які мають безпосередній або опосередкований сильний вплив на роботу двигуна та стаціонарний характер. Такими є:
   - всі внутрішні потоки, виключаючи наявність диму;
   - зовнішні потоки: Експлуатант (дані про параметри надійності), Бортові журнали (Повідомлення екіпажу), Параметри процесу експлуатації (карти роботи матеріальної частини у польоті, записи МСРП, БАСК), Фактори зовнішнього середовища, Дії персоналу ТО і ремонту.
4. На основі даних інформаційних потоків формується інформаційна модель простору функціонування АГД, за допомогою якої можливе виявлення місць інформаційної невизначеності – недостатність або відсутність інформаційного потоку.
5. Виявлення та локалізація зон інформаційної невизначеності дозволяє здійснити формування стратегії компенсації/усунення такої невизначеності, внаслідок чого підвищується достовірність, адекватність та ефективність діагностичного рішення та прогнозування функціонального стану АГД.

Список літератури

1. *Богуслаев А.В.* и др. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интеллектуальной автоматизации этапов жизненного цикла авиационных двигателей: Монография / А. В. Богуслаев, Ал. А. Олейник, Ан. А. Олейник, Д. В. Павленко, С. А. Субботин; Под ред. Д. В. Павленко, С. А. Субботина. – Запорожье: ОАО "Мотор Сич", 2009. – 468 с.

2. *Nelson J. R.* An approach to the life-cycle analysis of aircraft turbine engines : Institute for Defense Analyses.- George Mason University, MOR 651, 17 April 2003.- 60 p.

3. *Angelos G. Varelis, Yeoryios A. Stamboulis, Emmanuel D. Adamides* A life-cycle system dynamics model of aircraft-engine maintenance: Engineering Department, Hellenic Air Force & Section of Industrial Management, Department of Mechanical & Industrial Engineering, University of Thessaly Volos, Greece, 2006 .- 120 p.

4. Allen C. Haggerty Lifecycle Considerations: Massachusetts Institute of Technology, 2004. - 151 p.

УДК 620.1: 678.7

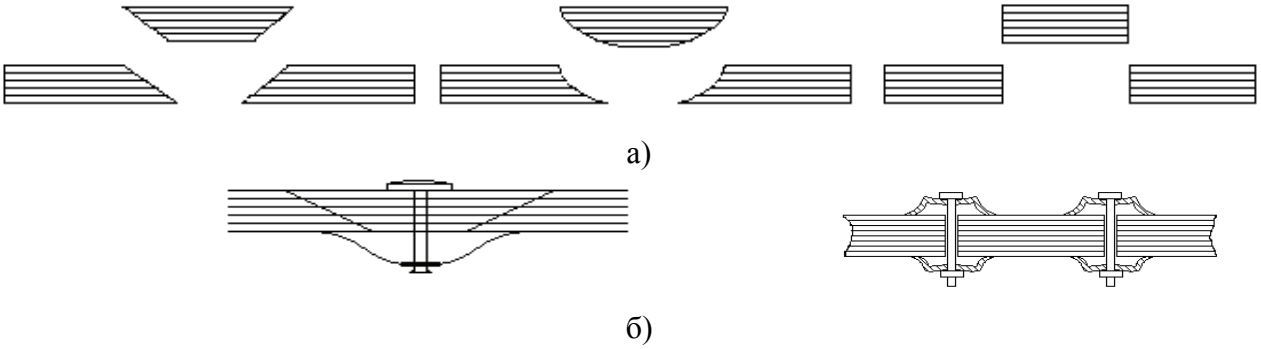
О.А. Шевченко,
(Національний авіаційний університет, Україна)
А.В. Глоба,
(Національний технічний університет України «КПІ», Україна)

МЕТОД РЕМОНТУ ПОШКОДЖЕНЬ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З ВИКОРИСТАННЯМ КОМПЛЕКТУ ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ЗАСОБІВ

Запропоновано новий метод ремонту пошкоджень елементів конструкцій літальних апаратів із полімерних композиційних матеріалів. Головною особливістю методу є додаткове пришивання країв ремонтних латок. Для реалізації методу розроблено комплект інструментальних засобів на основі універсального пневмоприводу з набором змінних технологічних насадок і комп'ютеризований комплекс для виконання свердління отворів і пришивання країв латок.

В конструкціях сучасних літальних апаратів (ЛА) військового призначення композиційні матеріали (КМ) практино замінила традиційні метали оскільки КМ мають велику питому міцність, що дозволяє суттєво підвищити ефективність конструкцій з них, навіть незважаючи на їх значну собівартість. У ЛА цивільного призначення спостерігається аналогічна тенденція і, якщо у цивільних літаках останнього покоління до 20% відносної ваги несучих поверхонь, агрегатів і фюзеляжу виготовляються з КМ [1], то у найсучаснішому В.787 ваги КМ перевищує 50%. Перейдений барєр, який стримував використання КМ, який був пов'язаний як з відсутністю досвіду експлуатації конструкцій з КМ, так і з досить складною технологією виробництва. Складається враження, що наразі фірми виробники змагаються в тому, хто зробить більший агрегат з КМ, чи хто досягне більшого вітсотка використання КМ у конструкції. У конструкціях сучасних ЛА використовуються в основному полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які виготовлені на основі скло-, вугле та органоволокон, а в останній час, також метало композити на основі цих волокон. Конструкції з ПКМ набагато технологічніші ніж аналогічні металеві та мають значно (до 40%) меншу вагу, але вони суттєво дорожчі. Велика вартість та значні розміри елементів з ПКМ примушують виконувати ремонт цих елементів, а не замінювати як металеві, для підтримання їх льотної придатності при виникненні пошкоджень в процесі експлуатації. Зважаючи на це важливою проблемою є впровадження обгрунтованих технологій ремонту із залученням сучасних комп’ютерних технологій та розробка інструментальних засобів для проведення ремонту цих елементів при появі пошкоджень в експлуатації. Аналіз експлуатаційних пошкоджень та особливостей ремонту елементів з ПКМ є дуже важливими для розробки ефективних технологій їх ремонту, тому подальші дослідження цієї тематики є важливою науково–технічною проблемою. Перша спроба авторів до комплексного розв’язання цієї проблеми представлена у статті [2]. Ефективність використання ПКМ у конструкціях сучасних літальних апаратів військового та цивільного призначення досліджено у роботі [3], в якій також наведено аналіз використання ПКМ в конструкціях літаків сімейства АН. У монографії [4] надано аналіз різноманітних дефектів у армованих пластиках, також наведеноя дані по пошкодженнях елементів авіаційних конструкціях при їх експлуатації та випробуваннях. Можливі дефекти, їх класифікація по ступені пошкодження та методи ремонту пошкоджень у неметалевих конструкціях із заповнювачем розглядається у роботі [5]. У огляді по технологіям ремонту елементів з ПКМ [6] та у роботі одного з авторів статті [7] представлені методи постановки спеціальних ремонтних вставок за допомогою спеціально розробленного ремонтного комплекта на основі універсального пневмоприводу з набором змінних технологічних насадок. Ремонт конструкцій із ПКМ, які мають пошкодження типу пробоя за допомогою ремонтних вставок виконується наступним чином, спочатку висвердлюється круглий отвір, який повністю

перекриває пробій та пошкоджені краї. Потім на краях отвору виконується скос або радіус (рис. 1а) в залежності від товщини матеріалу та рекомендованної технології ремонту, а потом в них вставляються ремонтні вставки (рис.1б).



а)

б)

Рис. 1. Види підготовлених під ремонт поверхонь та заплат для них у вигляді ремонтних вставок (а) та методи їх постановки (б)

Для вирізання круглих отворів розроблено ряд кільцевих свердл, які виготовлені з швидкоріжучої сталі або мають алмазне покриття. Цими інструментами можна, як свердлити отвори так і виготовляти накладки. Інструменти встановлюються в спеціальну технологічну насадку представлену на малюнку (рис. 2).

Насадка складається з основи, в яку вмонтовані три пневмоприсоски призначені для кріплення пристосування на поверхности яка обробляється. Пристосування із закріпленою насадкою встановлюється на пошкоджену поверхню, за допомогою присосок закріплюється на цій поверхні і проводиться висвердлювання її пошкодженої частини. Скоси можуть виконуватися залежно від діаметра отвору або спеціальними алмазними інструментами, або спеціальною насадкою, яка представлена на малюнку (рис. 3). Відповідно до їх призначення насадки можуть знімати фаски в отворах, як на прямолінійних поверхнях, так і на поверхнях, що мають кривизну. При роботі з головками дотримуються певної послідовності. У отвір що оброблюється вставляють опорну втулку, що має вертикальну напрямну качалку для інструментальної голівки. Потім на качалку встановлюють інструментальну голівку. Кутова або спеціальна фреза встановлена в головці при цьому знімає фаску на заданий кут або профіль.

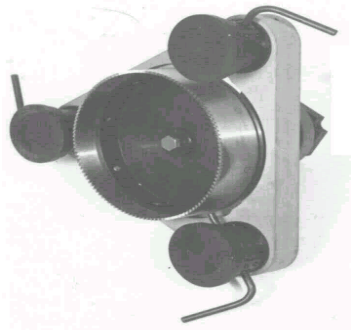


Рис. 2. Насадка для висвердлення отворів

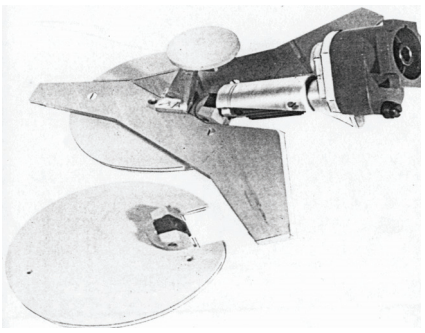


Рис. 3. Насадка для виконання скосов

Для виконання скосів може також використовуватися пристосування, у якому встановлено спеціальний інструмент, який здійснює обертальний рух навколо своєї осі, що рухається по заданій йому траєкторії. Виліт інструмента може налаштовуватися на заданий розмір.

Основу комплекту складає універсальний пневмопривід з набором змінних технологічних насадок. Кожна з насадок в поєднанні з пневмоприводом утворює один з різновидів ручного механізованого інструменту, призначеного для виконання конкретних технологічних операцій (свердління, розрізання, розтин великих отворів, зачистка, полірування тощо). Обертання ріжучих елементів у насадках здійснюється універсальним

пневматичним приводом (рис. 4), який призначений для перетворення потенційної енергії стислого повітря в кінетичну енергію шпинделя і передачі її у вигляді обертання і крутного моменту на насадку.

Привід складається з власне приводу і змінних редукторних головок. У залежності від необхідного режиму роботи до гільзи під'єднуються змінні редуктора за рахунок яких регулюється частота обертання приводу (остання може регулюватися і за рахунок дроселірования). Із метою зручності роботи привід може бути використаний у вигляді циліндра або у вигляді пістолета, для чого вона має знімну ручку. Крім перерахованих вище для вирізки пошкоджених ділянок застосовується і інші насадки - пила ножівкова горизонтальна і вертикальна, перфоратори і шнекові насадки; дискові і прямі ножиці (рис.5).

Рис. 4. Привід пневматичний універсальний

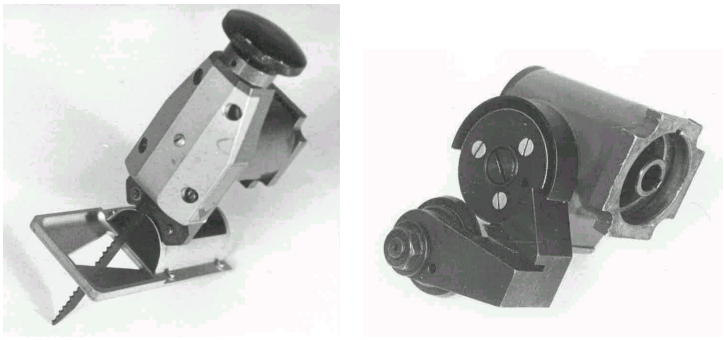


Рис. 5. Приклад змінних технологічних насадок

Розглянутий вище універсальний комплект для обробки конструкцій з ПКМ повністю забезпечує проведення всіх технологічних операцій з виконання ремонтних робіт елементів. Комплект дозволяє проводити ремонт на виробництві, в польових умовах, на виробі та на знятих вузлах і агрегатах. Представлені методи постановки латок (рис. 1) досить швидко можуть бути реалізовані, але вони погіршують аеродинамічні характеристики поверхні та мають недостатню міцність, тому можуть бути використані для військових літаків, або як тимчасовий ремонт. Для довготермінового ремонту може бути використаний метод постановки приформованих латок (рис. 6 а), особливістю постановки яких полягає у накладанні на пошкодження і на підготовлені поверхні навкруги пошкодження просочених шарів тканини, або препрега. Підготовка поверхні навкруги місця для данного виду ремонту полягає у скошенні країв вирізу на заданий кут. Кут скошення за данними одних джерел складає 5°, 7°, 10° та навіть 15°, а за данними інших надається у вигляді відношення ширини ділянки скосу до товщини (δ) і складає 16÷32 δ і навіть 100 δ за інформацією [5].

При навантаженні у скошеній склейці виникають додаткові напруження відриву, які особливо небезпечні на краях клейового шва, тому дуже корисним може бути додаткове стягування біля края клейового шва. З метою ремонту елементів за допомогою вставок або латок, які вформовані у підготовлений отвір, пропонується додатково використовувати пришивання країв латок дворядним швом. Один рядок шва повинен проходити біля зовнішнього краю латки на відстані 8-10 мм, а другий біля внутрішнього на такій самій відстані (рис. 6 б). Використання данної технології дозволить зменшити скос краю отвору, підготовленного до постановки латки, та підвищити міцність вклеїної вставки чи приформованної латки.

а) б)

Рис. 6. Види ремонту шляхом постановки приформованих латок (а) та з пришиванням їх країв (б)

Для виконання свердління отворів і пришивання країв вставок або латок розроблено конструкцію універсального комп'ютеризованого комплексу, який представлено на малюнку

(рис. 7). Комплекс складається: з основного пристрою, який виконує свердління отвору для подальшого ремонту за заданою програмою, виконання скосів крайок отвору під необхідним кутом і свердління отворів у які потім буде входити голка з кріпильною ниткою; комп'ютерного блоку управління основним пристроєм; пневмостанції, що подає стиснене повітря на привід головного руху пристрою при свердлінні отворів.

Для виконання свердління отворів під наступне входження голка з кріпильною ниткою може бути також використана багатошпиндельна голівка з регульованою відстанню від центру латки. Пришивання виконується спеціальним пристосуванням, в якому голка переміщується по відповідному ділильному пристрою. Другий більш спрощений варіант у порівнянні з комп'ютеризованим комплексом має один суттєвий недолік - необхідність точного позиціонування голки у процесі пришивання, що є достатньо складним завданням .

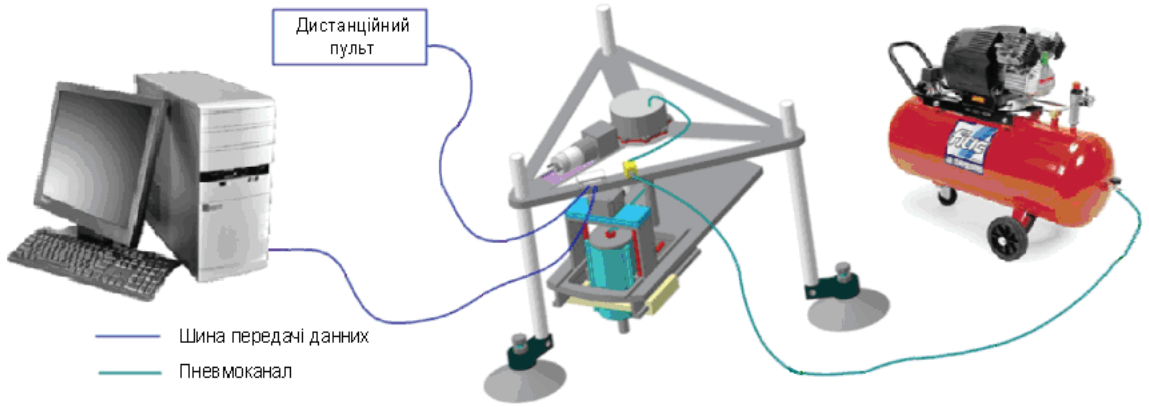


Рис.7. Комп'ютеризований комплекс для виконання свердління отворів і пришивання латок

ВИСНОВКИ

На основі аналізу експлуатаційних пошкоджень в елементах конструкцій літальних апаратів з полімерних композиційних матеріалів і технологій їх ремонту запропоновано новий метод ремонту пошкоджень типу пробоїв в данних елементах. Головною особливістю методу є додаткове пришивання країв ремонтних латок. Данний метод дозволить підвищити міцність відремонтованого елемента конструкції і подовжити термін його експлуатації.

Для реалізації запропонованого методу ремонту розроблено комплект інструментальних засобів на основі універсального пневмоприводу з набором змінних технологічних насадок і комп'ютеризований комплекс для свердління отворів і пришивання країв латок.

Список літератури

1. Справочник по композиционным материалам: в 2-х кн. Кн. 2 /Под ред. Дж. Любина; Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1988. – 584 с.

2. *Глоба А.В., Шевченко О.А*. Комплексная система поддержки жизненного цикла элементов из композиционных материалов– К.-Вісник НТУУ (КПІ), №1, 2004, С. 44-51.

3. *Астанін В.В., Хоменко А.В., Шевченко О.А*. Композиційні матеріали у конструкціях сучасних літальних апаратів. – К.-Вісник НАУ, №3, 2004. – С. 46-52.

4. *Серенсен С.В., Зайцев Г.П.* Несущая способность тонкостенных конструкций из армированных пластиков с дефектами. – Киев: Наук. Думка,1982. – 296 с.

5. *Панин В.Ф., Гладков Ю.А.* Конструкции с заполнителем: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 272с.

6. *Карпусенко Б.Ф.* Ремонт конструкций из композиционных материалов. Обзор.– В сб.: Техника, экономика, информация. Сер. «Техника и технология», 1985, вып.2. С. 28–33.

7. *Глоба А.В.* Ремонт виробів з листового композиційного матеріалу. Наука, техника, виробництво. Експрес-новини.–К.: № 5-6.1999. С.17-19.

УДК 621.01

Г.П. Зубащенко, к.т.н., *А.Г. Корченко,* д.т.н., *Н.В. Алейникова*
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ КУЛИСНОГО МЕХАНИЗМА В ЭКВИВАЛЕНТНЫЙ ШАРНИРНЫЙ ЧЕТЫРЕХЗВЕННИК

Предложен метод пребразования кулисного механизма в эквивалентный заменяющий шарнирный четырехзвенник. Необходимое условии кинематической эквивалентности – общая ось коллинеации указанных механизмов. Синтез эквивалентного механизма основан на гармонических свойствах полного четырехугольника.

Постановка проблемы. Кинематический анализ кулисных механизмов сопряжен с необходимостью определения по величине и направлению кориолисового ускорения, что вызывает определенные трудности. В связи с этим представляется целесообразным преобразование кулисного механизма в эквивалентный заменяющий рычажный механизм. При этом ведомые звенья указанных механизмов должны иметь одинаковые по величине и направлению угловые скорости и ускорения. Данная задача может быть решена при помощи аппарата проективной геометрии.

Анализ основных исследований и публикаций. В настоящее время проективная геометрия все шире применяется в кинематике механизмов. Гармонические свойства полного четырехугольника используются в работах [1], где предлагается новый метод построения поворотной окружности, и [2], в которой сформулировано обобщенная теорема о трех центрах. Представляет интерес работа [3], в которой доказано существование проективного соответствия между векторами линейных скоростей и нормальных ускорений шатуна и коромысла, построенных на соответствующих звеньях шарнирного четырехзвенника.

Постановка задачи. В данной работе ставится ставится задача: разработать метод преобразования заданного кулисного механизма в эквивалентный заменяющий (в кинематическом отношении) рычажный механизм.

Изложение основного материала исследования. Рассмотрим (рис.1) кулисный механизм O_1AO_2, в котором вращательное движение кривошипа 1 преобразуется в колебательное движение кулисы 3. Данный механизм применяется в станкостроении.

Обозначим мгновенные центры вращения (МЦВ) кулисного механизма P_{12}, P_{14}, P_{34}, затем при помощи теоремы о трех центрах находим МЦВ P_{13}, P_{24}. Проведем DE – ось коллинеации кулисного механизма. При построении эквивалентного заменяющего шарнирного четырехзвенника будем исходить из того, чтобы центры вращения O_1 ведущих звеньев кулисного и заменяющего механизмов, а также O_2 ведомых звеньев указанных механизмов совпадали. Кроме того, для выполнения условия кинематической эквивалентности данные механизмы должны иметь общую ось коллинеации.

Принимаем точку $A \equiv B'$ в качестве шарнира, соединяющего шатун и коромысло заменяющего механизма. Для выполнения условия равенства угловых скоростей ведомых звеньев кулисного и заменяющего механизмов необходимо, чтобы МЦВ в относительном движении $D \equiv P_{13}$ был общим для этих. Следовательно, линия шатуна заменяющего механизма должна совпадать с AD.

Продолжим DE до точки ее пересечения $K \equiv P'_{24}$ с O_2A. Принимаем полученную точку $K \equiv P'_{24}$ в качестве МЦВ в абсолютном движении шатуна $2'$ заменяющего механизма.

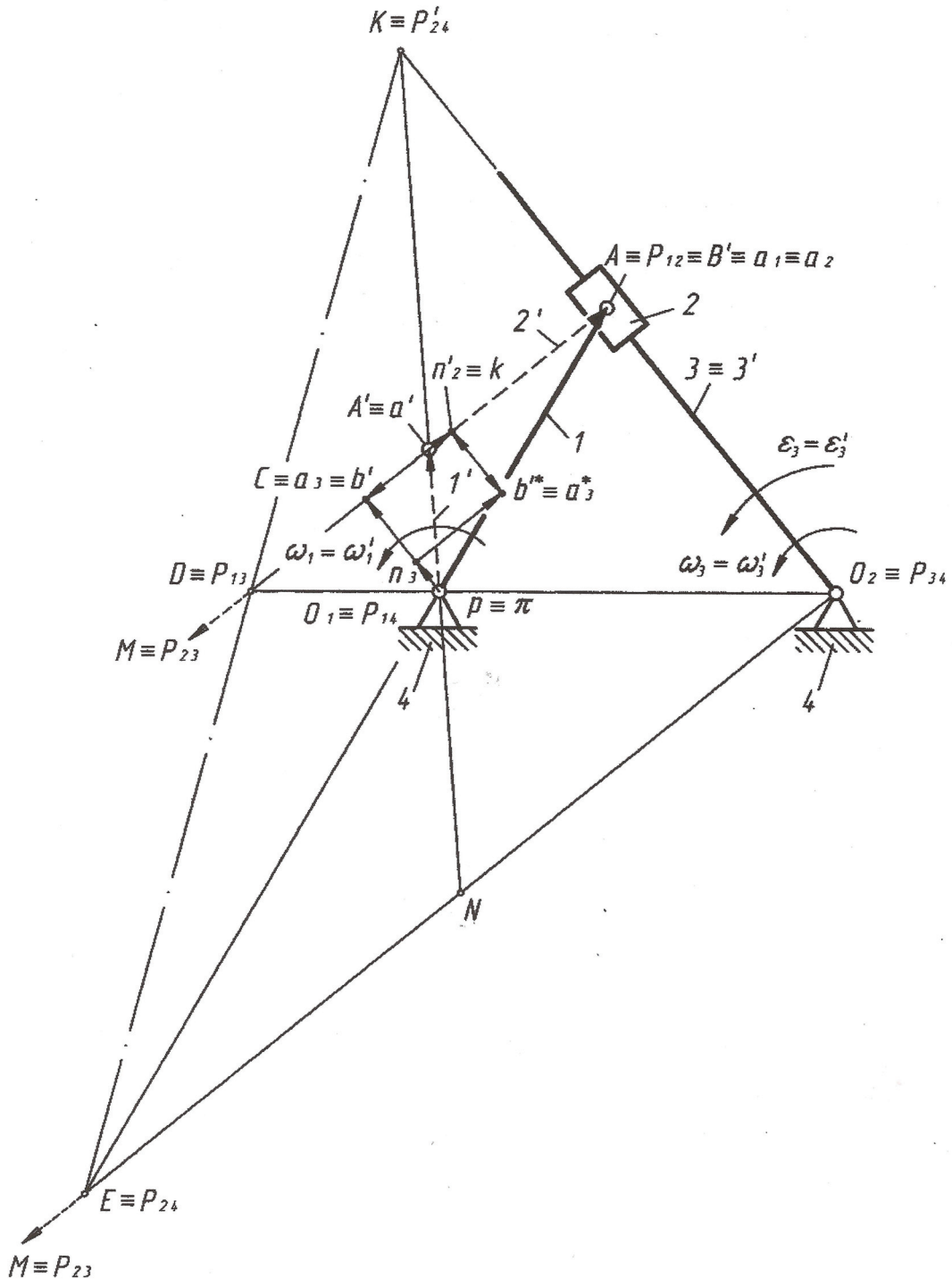


Рисунок 1. Преобразование кулисного механизма в эквивалентный шарнирный четырехзвенник

Соединив точки K и O_1, найдем точку A' пересечения линий KO_1 и AD. В результате получаем заменяющий шарнирный четырехзвенник $O_1A'B'O_2$, в котором звено O_1A' является кривошипом $1'$, звено $A'B'$ – шатуном $2'$, а звено O_2B' – коромыслом $3'$.

Рассмотрим полный четырехугольник AO_2ED. Стороны AD и O_2E являются параллельными, так как при построении МЦВ мы проводили AD и O_2E перпендикулярно O_2A. Поскольку точка $M \equiv P_{23}$ пересечения сторон AD и O_2E является несобственной, то гармонически сопряженными ей являются точки A' и $N-$ середины сторон AD и O_2E соответственно. Следовательно, диагональ KO_1 делит указанные стороны пополам: $A'D = A'B'$, $NE = NO_2$.

Построим для кулисного механизма план скоростей $pa_1a_3 \equiv pa_2a_3$ в масштабе ω_1 (в масштабе кривошипа, отложенного в натуральную величину). Этот план повернут на 90^0 в сторону, противоположную направлению вращения ведущего звена. В повернутом плане векторы $\overline{pa_1} \equiv \overline{pa_2}$, $\overline{pa_3}, \overline{a_3a_2}$ являются соответственно повернутыми на 90° векторами скоростей $\overline{V}_{A_1} \equiv \overline{V}_{A_3}, \overline{V}_{A_3}, \overline{V}_{A_2A_3}$.

Построим для заменяющего шарнирного четырехзвенника повернутый план скоростей $pa'b'$ в масштабе ω_1. В данном повернутом плане векторы $\overline{pa'}, \overline{a'b'}, \overline{pb'} \equiv \overline{pa_3}$ являются соответственно повернутыми на 90° векторами скоростей $\overline{V}_{A'}, \overline{V}_{B'A'}, \overline{V}_{B'} \equiv \overline{V}_{A_3}$.

На основании равенства по величине и совпадения по направлению векторов $\overline{V}_{B'} \equiv \overline{V}_{A_3}$ приходим к выводу, что угловые скорости ω_3 кулисы 3 кулисного механизма и ω_3' коромысла 3′ заменяющего четырехзвенника равны друг другу: $\omega_3 = \omega_3'$.

Построим для заменяющего четырехзвенника повернутый на 180° план ускорений $\pi a'n_2'b'^*n_3$ в масштабе ω_1^2. В данном повернутом плане векторы $\overline{\pi a'}$, $\overline{a'n_2'}$, $\overline{n_2'b'^*}$, $\overline{\pi n_3}$, $\overline{n_3b'^*}$ являются соответственно повернутыми векторами ускорений $\overline{a}_{A'}$, $\overline{a}^n_{B'A'}$, $\overline{a}^t_{B'A'}$, $\overline{a}^n_{B'O_2}$, $\overline{a}^t_{B'O_2}$.

Вектор $\overline{ka_2}$, плана ускорений кулисного механизма является в масштабе ω_1^2 вектором кориолисового ускорения. Модуль этого вектора

$$ka_2 = A'B' - a'n_2', \tag{1}$$

где $a'n' = \dfrac{a^n_{B'A'}}{\omega_1^2} = \dfrac{V^2_{B'A'}}{A'B' \cdot \omega_1^2}$. Здесь $V_{B'A'} = |a'b'| \cdot \omega_1 = A'C \cdot \omega_1$; $A'C = A'D - CD = A'B' - CD$.

На основании теоремы о трех центрах и подобия треугольников CDO_1 и ADO_2 имеем

$$\frac{CD}{AD} = \frac{O_1D}{O_2D} = \frac{\omega_3}{\omega_1}, \text{ откуда } CD = AD\frac{\omega_3}{\omega_1} = 2 \cdot A'B'\frac{\omega_3}{\omega_1}.$$

Тогда

$$A'C' = A'B'\left(1 - \frac{2\omega_3}{\omega_1}\right). \tag{2}$$

Следовательно,

$$V_{B'A'} = A'B'(\omega_1 - 2\omega 3).$$

В результате имеем

$$a'n' = A'B'\left(1 - \frac{2\omega_3}{\omega_1}\right)^2. \tag{3}$$

После подстановки (3) в (1) получим

$$ka_2 = A'B'\frac{4\omega_3(\omega_1 - \omega_3)}{\omega_1^2}. \quad (4)$$

Длина шатуна $A'B'$ заменяющего механизма может быть определена из выражения

$$A'B' = AC - A'C, \quad (5)$$

где $AC = a_3a_2 = \frac{V_{A_2A_3}}{\omega_1}$. Тогда с учетом (2) имеем

$$A'B' = \frac{V_{A_2A_3}}{\omega_1} - A'B'\left(1 - \frac{2\omega_3}{\omega_1}\right). \quad (6)$$

Решив (6) относительно $A'B'$, получим

$$A'B' = \frac{V_{A_2A_3}}{2(\omega_1 - \omega_2)}.$$

Подставив (7) в (4), получим окончательно

$$ka = \frac{2\omega_3 \cdot V_{A_2A_3}}{\omega_1^2} = \frac{a^k_{A_2A_3}}{\omega_1^2}, \quad (7)$$

т. е. вектор $\overline{ka_2}$ в масштабе ω_1^2 является действительно вектором кориолисового ускорения.

Фигура $\pi a_2 k a_3^* n_3$ является в масштабе ω_1^2 планом ускорений кулисного механизма, повернутым на 180°. В этом повернутом плане векторы $\overline{\pi a_1} \equiv \overline{\pi a_2}, \overline{\pi n_3}, \overline{n_3 a_3^*}, \overline{a_3^* k}, \overline{ka_2}$, представляют собой соответственно повернутые векторы ускорений $\overline{a_{A_1}} \equiv \overline{a_{A_2}}, \overline{a}^n_{A_3O_2}$, $\overline{a}^t_{A_3O_2}, \overline{a}^r_{A_2A_3}, \overline{a}^k_{A_2A_3}$. Поскольку имеет место равенство по величине и совпадение по направлению ускорений $\overline{a}^t_{A_3O_2} \equiv \overline{a}^t_{B'O_2}$, приходим к выводу, что угловые ускорения ε_3 кулисы 3 кулисного механизма и ε_3' коромысла $3'$ заменяющего механизма равны друг другу: $\varepsilon_3 = \varepsilon_3'$.

Следовательно, шарнирный четырехзвенник $O_1A'B'O_2$ является эквивалентным в кинематическом отношении заменяющим механизмом заданному кулисному механизму O_1AO_2.

ВЫВОДЫ

Преобразования кулисного механизма в эквивалентный шарнирный четырехзвенник позволяет существенно упростить кинематический анализ кулисного механизма. Данный метод может быть применен также при кинематическом анализе кулисных механизмов других типов.

Список літератури

1. *Зубащенко Г.П.* Об одном методе построения поворотной окружности // Теория механизмов и машин. – Харьков: ХГУ, 1985, №38. – С. 102 – 103.

2. *Зубащенко Г.П.* Узагальнена теорема про три центри // Прикладна геометрія та інженерна графіка. – К.: КНУБА, 2008. – Вип.79. – С.175 –179.

3. *Зубащенко Г.П., Корченко А.Г.,* Проективное соответствие между векторами скоростей и ускорений звеньев плоских рычажных механизмов //Матеріали IX міжнар. наук.-техн. конф. “Авіа – 2009”. – Т. 2. – К.: НАУ, 2009. – С. 14.73 – 14.76.

УДК 681.3.069:681.3.015

Ю.М. Чоха, д.т.н.
(Інститут підготовки кадрів служби зайнятості України, Україна)
Є. А. Сапелюк, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДОЛОГІЧНІ ОСНОВИ СТРАТЕГІЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АВІАТЕХНІКИ З КОНТРОЛЕМ РІВНЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ

Розглядаються можливі стратегії технічного обслуговування авіаційних двигунів, надається їх аналіз та пропонується методологічні основи концептуально нової стратегії експлуатації авіаційних ГТД з використанням критерію рівня льотної придатності.

Відповідно до ГОСТ 24212-80 стратегія експлуатації технічного об'єкта являє собою систему правил управління технічним станом (ТС) даного об'єкта у процесах його використання за призначенням, при технічному обслуговуванні (ТО) і ремонті.

У поточний час стандартизовані наступні види стратегій: а) до відпрацювання ресурсу (строку служби); б) до передвідмовного стану (або за ТС з контролем параметрів); в) до відмови (або за ТС з контролем рівня надійності) [1].

У якості основної ознаки, що характеризує стратегію експлуатації авіаційних ГТД, приймають характер та повноту інформації про їх поточний ТС та надійність, яка використовується при призначенні періодичності й об'єму регламентних (ремонтних) робіт.

Досконаліть й ефективність виду стратегії і програми її реалізації визначається ступенем взаємодії між об'єктивно існуючим процесом зміни ТС авіадвигуна і процесом його експлуатації, призначеним для збереження (підтримки) його льотної придатності та працездатності (справності). В даний час більшість авіакомпаній використовують стратегію експлуатації і програму ТО ГТД за ресурсом (строком служби), що базуються на пері періодичному виконанні заданих обсягів профілактично відновлювальних (ремонтних) робіт через заздалегідь запланований час напрацювання (чи календарного строку) незалежно від їх фактичного поточного ТС.

При цьому забезпечується дуже слабка взаємодія між зазначеними процесами підтримки справності і надійності ГТД, що експлуатуються, та ефективністю їх використання.

Встановлено, що найбільш тісний зв'язок між цими процесами дозволяють забезпечити програми ТО ГТД, що базуються на стратегії експлуатації за ТС з контролем параметрів. У цьому випадку у процесі експлуатації авіадвигуна обсяг та зміст профілактично - відновлювальних (ремонтних) робіт призначається відповідно до визначеного методами і засобами діагностики реальним (поточним) ТС даного екземпляру ГТД (і/або їх конструктивних вузлів, елементів). проведені розрахунки та практика передових світових авіакомпаній показують, що при упровадженні стратегії експлуатації об'єктів авіатехніки за ТС можна скоротити витрати на їх ТО на 30 - 40% [2,3].

Але зважаючи на те, що більшість сучасних авіаційних ГТД, що експлуатуються в авіакомпаніях України, відносяться до типу двигунів низького рівня контролепридатності, а оцінка їх ТС існуючими методами і засобами здійснюється лише на 1-му рівні глибини діагностування (об'єкт в цілому), застосування для них стратегії експлуатації за ТС з контролем параметрів виявляється неможливим. У зв'язку з цим упровадження розроблених авторами інтелектуальних методів поточного контролю та діагностування до вузла (елемента) проточної частини ГТД у сукупності з системою діагностування „діагноз – якість ТС – якість функціонування" [6] дозволяє запропонувати концептуально нову стратегію експлуатації ГТД до передвідмовного стану, а саме стратегію експлуатації авіадвигунів за ТС з контролем рівня льотної придатності (ЛП).

Розглядаючи модель стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП, слід відзначити, що основною характерною та відмінною рисою нової стратегії експлуатації є визначення і контроль поточного рівня ЛП конкретного екземпляру ГТД, що знаходиться в умовах регулярної експлуатації. Методика оцінки рівня ЛП авіаційного ГТД базується на використанні концепції системи поточного контролю та діагностування проточної частини ГТД щодо визначення поточних величин показників технічного діагнозу (КΣ(ti)), якості ТС (Wsi[KΣi(ti)]) та надійності функціонування (Psi[KΣi(ti)]) [6] та її реалізації в концептуальній моделі стратегії експлуатації ГТД за ТС з контролем рівня ЛП.

В цій моделі ранжування принципових рівнів льотної придатності здійснюється наступним чином (табл. 1)

Таблиця 1 Ранги принципових рівнів льотної придатності ГТД

Рівні ЛП ГТД (R_i)	Векторне подання показника рівня ЛП	Діапазон абсолютних значень показника рівня ЛП $\{R_i\}$	Характеристика рівня ЛП ГТД та експлуатаційне рішення
1Достатній (R_1)	$\vec{R}_1 = \vec{K}_{\Sigma 1} + \vec{W}_{S1} + \vec{P}_{S1}$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1\left\langle \frac{\min}{\max} \right\rangle}\right)^2 + W^2_{S1\min} + P^2_{S1\min}} \le$ $\le R_1 \le \sqrt{K^2_{\Sigma 0} + W^2_{S0} + P^2_{S0}}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „справний”, „доброго” ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → згідно з КЛЕ без обмежень Режим ТО → за регламентом ОТО
2 Допус-тимий (R_2)	$\vec{R}_2 = \vec{K}_{\Sigma 2} + \vec{W}_{S2} + \vec{P}_S$	$\sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 2\left\langle \frac{\min}{\max} \right\rangle}\right)^2 + W^2_{S2\min} + P^2_{S2\min}} \le R_2 <$ $< \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma 1\left\langle \frac{\min}{\max} \right\rangle}\right)^2 + W^2_{S1\min} + P^2_{S1\min}}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „несправний”, але „працездатний”, „задовільної” якості та „допустимого” рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → з обмеженнями Режим ТО → за регламентом ОТО з особливим контролем
3 Недопус-тимий (R_3)	$\vec{R}_3 = \vec{K}_{\Sigma 3} + \vec{W}_{S3} + \vec{P}_S$	$R_3 < \sqrt{\left(1 - K^2_{\Sigma 2\left\langle \frac{\min}{\max} \right\rangle}\right) + W^2_{S2\min} + P^2_{S2\min}}$	Технічний стан проточної частини ГТД: „непрацездатний”, „незадовільної” якості та „недопустимого” рівня надійності функціонування Режим ЛТЕ → заборона ЛТЕ Режим ТО → за регламентом ПТО

Поточний рівень льотної придатності ГТД взагалі та при діагностуванні до вузла подано на рис.1, 2.

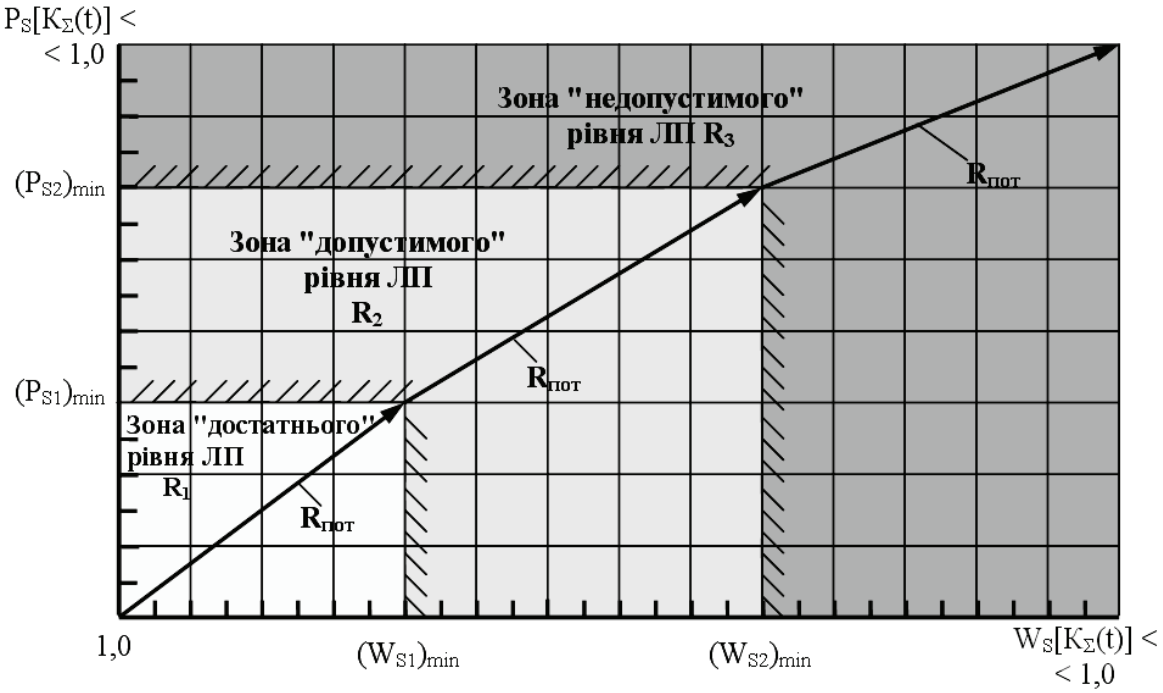


Рис. 1 Графічне визначення поточного рівня льотної придатності ГТД як об'єкта експлуатації з використанням концепції системи поточного контролю та діагностування типу „діагноз - якість ТС - якість функціонування" у двомірній системі координат

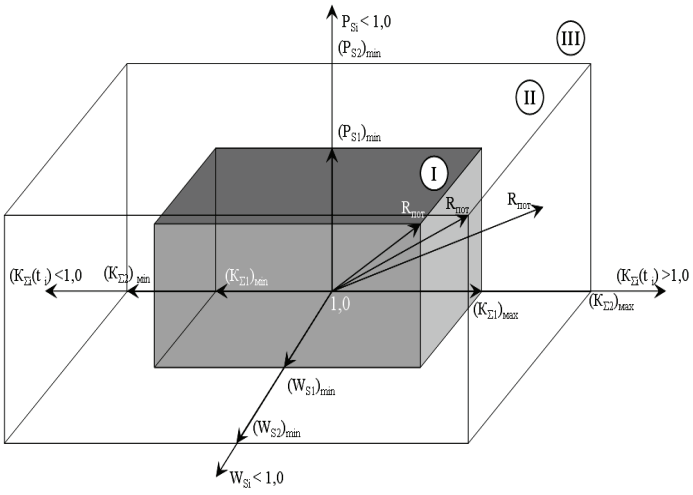


Рис. 2 Графічне визначення поточного рівня ЛП ГТД з діагностуванням до вузла проточної частини у трьохмірній системі координат

Отже, методика визначення поточного рівня ЛП авіаційного ГТД полягає у наступному:

– визначається поточне значення показника рівня ЛП ($R_{пот}$) за співвідношенням

$$R_{пот} = \sqrt{\left(1 - K_{\Sigma\,пот}\right)^2 + W_{S\,пот}^2 + P_{S\,пот}^2}, \quad (1)$$

де КΣ пот, WS пот, PS пот, - поточні значення показників відповідно технічного діагнозу, якості ТС та надійності функціонування ;

– якщо поточне значення показника рівня ЛП (Rпот), що визначене за (1), знаходиться в межах 1 – го рівня ЛП (табл. 1)

$$R_{пот} \in \{R_1\}, \quad (2)$$

то воно відповідає "достатньому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "докритичним" діапазоном у системі діагностування, при якому його ТС оцінюється як "справний", "доброго" ступеня якості та "заданого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів ЛТЕ даного екземпляру ГТД згідно з керівництвом з льотної придатності, а його ТО здійснюють

$$R_{пот} \in \{R_2\}, \quad (3)$$

то воно відповідає "допустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "критичним" діапазоном у системі діагностування, при якому його ТС оцінюється як "несправний", але "працездатний", "задовільного" ступеня якості і "допустимого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у дозволі здійснення режимів ЛТЕ даного екземпляру ГТД з обмеженнями певних параметрів, його ТО здійснюють згідно з регламентом оперативного ТО з особливим контролем динаміки деградації ТС ідентифікованого несправного конструктивного вузла (елемента) ГТД, що діагностується.
Якщо поточне значення показника рівня ЛП (Rпот), що визначене за (1), потрапляє в межі 3 – го рівня ЛП (табл. 1)

$$R_{пот} \in \{R_3\}, \quad (4)$$

то воно відповідає "недопустимому" рівню ЛП ГТД, який характеризується "закритичним" діапазоном у системі діагностування, при якому його ТС оцінюється як "непрацездатний", "незадовільного" ступеня якості і "недопустимого" рівня надійності функціонування, а експлуатаційне рішення полягає у безумовній забороні ЛТЕ даного екземпляру ГТД та обов'язковому проведенні на ньому комплексу профілактично – відновлювальних робіт за формою регламенту періодичного ТО або за формою ремонту типового ГТД.

ВИСНОВКИ

Запропонована методологія стратегії експлуатації авіаційних ГТД за технічним станом з контролем рівня льотної придатності, яка реалізована у вигляді концептуальної моделі та методиці аналітичного й графічного визначення поточного показника рівня ЛП ГТД, дозволяє оперативно приймати авіаперсоналу експлуатаційне рішення щодо реалізації поточних режимів льотно-технічної експлуатації конкретного екземпляру ГТД, що діагностується, та режимів проведення на ньому технічного обслуговування.

Список літератури

1. Смирнов Н.Н., Ицкович А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию –М.:Транспорт, 1987. –272 с.

2. Игнатов В.А., Тараненко А.Г. Авиационные системы диагностирования. –Киев.: КИИГА, 1991. –104 с.

3. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.

4. Чоха Ю.М., Лихоманенко В.А., Федорчук О.П. Реалізація комплексного контрольно-розрахункового методу діагностування в середовищі експертної системи типового ГТД // Труди Національної академії оборони України. –2005. –Вип. № 58. –С.297-302.

5. Чоха Ю.М., Смаглюк В.М., Хабаров Ю.В. Алгоритм реалізації комбінованого функціонального методу ідентифікації несправного вузла типового ТРДД // Збірн. наук. праць ЦНДІ ЗС України. – 2005. - №3. – С. 160-170.

6. Чоха Ю.М. Концепція системи поточного контролю та діагностування ГТД "діагноз – якість – надійність" // Вестник двигателестрения. – Запоріжжя: ОАО "Мотор Січ", - №1. – С. 46-51.

УДК 004.891(045)

Є.А. Сапелюк, к.т.н., І.В. Ткачова
(Національний авіаційний університет, Україна)

ФОРМУВАННЯ БАЗИ ЗНАНЬ ТА ДАНИХ ЛІНГВІСТИЧНОЮ ІНФОРМАЦІЄЮ

В статі розглянуті теоретичні основи формування функцій належності думок експертів відносно можливих відмов функціональних вузлів ГТД при наявності первинних зовнішніх ознак.

В процесі розробки експертної системи (ЕС) діагностування авіаційних турбореактивних двохконтурних двигунів (ТРДД) виникає задача попереднього наповнення бази знань та бази даних інформацією, яка надходить з експлуатації та інших зовнішніх джерел. Як правило, така інформація носить чисельний, а здебільше, лінгвістичний тип.

Лінгвістична інформація, яка подається у вигляді зауважень екіпажу, результатів оглядів двигуна технічним складом експлуатанта та працівниками підприємств з технічного обслуговування і ремонту авіаційної техніки, носить нечіткий, невизначений характер і потребує використання знань та досвіду експертів для визначення причини та конкретного вузла (деталі) в якому виникло пошкодження. Заносити до ЕС вислів екіпажу: «Сторонній шум при зупинці двигуна і обертанні його ротора» немає можливості і необхідно перетворити таку інформацію у вигляд, придатний для використання у програмі ЕС.

Взагалі, експерт, отримавши повідомлення про наявність зовнішньої ознаки несправності двигуна, може висловити декілька припущень щодо вузлів або деталей ТРДД, в яких виникло пошкодження. А якщо експертів декілька, то таких припущень буде багато, тобто з'являється певна множина висловів. Але усі ці припущення нечіткі і виникає потреба застосувати механізм визначення діагнозу на основі думок експертів. Для цього використовується теоретичні основи нечітких множин і нечіткої логіки.

У загально – теоретичному аспекті нечітка множина (fuzzy set) являє собою сукупність предикатів (висловів експертів), відносно яких неможливо стверджувати - належить той чи інший предикат певному вузлу двигуна. У зв'язку з цим, необхідно вводити поняття «функції належності», тобто, таку характеристику кожного предиката нечіткої множини, яка чисельно визначає ступінь належності висловів експертів певним вузлам двигуна $\mu_a(x)$. Функція належності ставить у відповідність кожному елементу предикату (а) елементи множини (х) у вигляді певного числа з інтервалу [0,1]. Математично дана функція визначається у формі $\mu_{a:}(x) \rightarrow [0,1]$. При цьому, значення $\mu_a(x) = 1$ свідчить, що елемент (а) дійсно належить множині (х),а при $\mu_a(x) = 0_x$ - елемент (а) не належить множині (х). Формально кінцева нечітка множина може бути записана у вигляді:

$$M = \{<X_1, \mu_a(X_1)>,<X_2,\mu_a(X_2)>,<X_n, \mu_a(X_n)>\},$$

де (X_1; X_2; $X_3 \ldots X_n$) – є складовими множини (Х).

Особливу категорію множин складають висловлювання (предикати) експертів і зауваження екіпажем повітряним суден (ПС). Ці множини *E* є нечіткими і, як було зауважено, для визначення діагнозу на основі множини *E* необхідно використовувати певну функцію належності.

Формально визначення нечіткої множини не накладає умов на вибір конкретної функції належності. В той же час на практиці доречно використовувати такі, які допускають аналітичний опис у вигляді простої математичної функції. Це спрощує не тільки числові розрахунки, але й скорочує ресурси ЕОМ. Важливою обставиною є вибір типу функції належності. В системі MATLAB для цього існує спеціальна бібліотека. Практично конкретне значення (або декілька значень) функції належності обирається експертом і на цій основі визначається її тип. Так, якщо експерт вважає, що ознака L, яка з'явилась, однозначно вказує на пошкодження певного вузла X_3 ТРДД, то функція належності $\mu_E(X_3) = 1$ (рис.1).

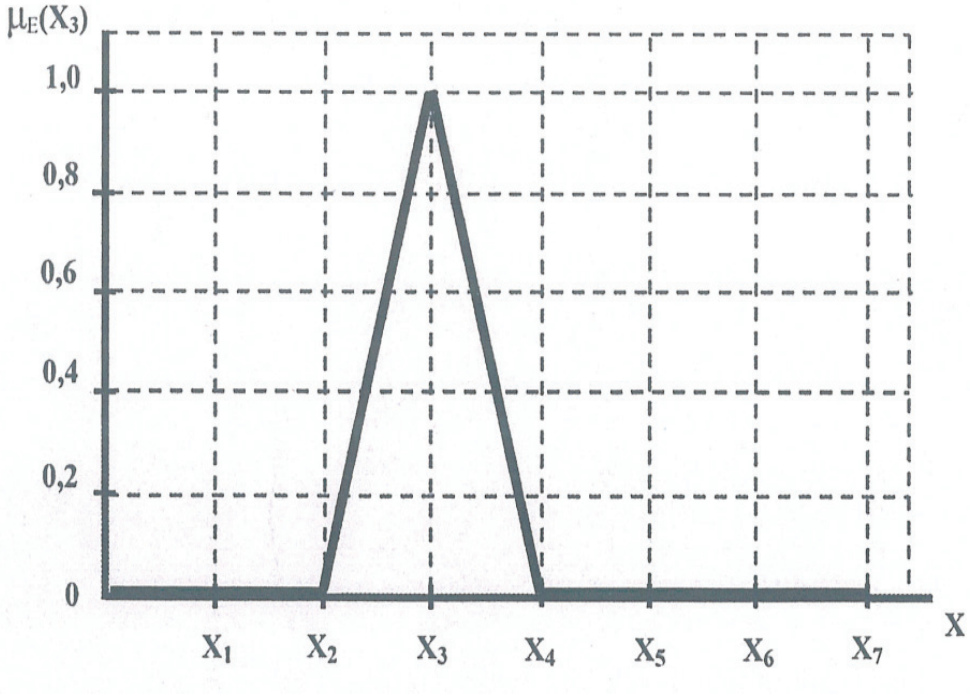


Рисунок 1 – Трикутна функція належності

На нашому прикладі функція задана на універсамі X = [0 7], в якості якого обрано тільки 7 складових вузлів двигуна. Математично така функція записується наступним чином:

$$f_{\Delta}(X; a, b, c) = \begin{cases} 0 & x \leq a \\ \dfrac{x-a}{b-a} & a \leq x \leq b \\ \dfrac{c-x}{c-b} & b \leq x \leq c \\ 0 & c \leq x \end{cases}$$

де a, b, c – деякі числові параметри, які приймають будь – які дійсні значення. Що стосується функції, яка зображена на рис.1, значення параметрів можуть бути наступними: a = 2; b = 3; c = 4.

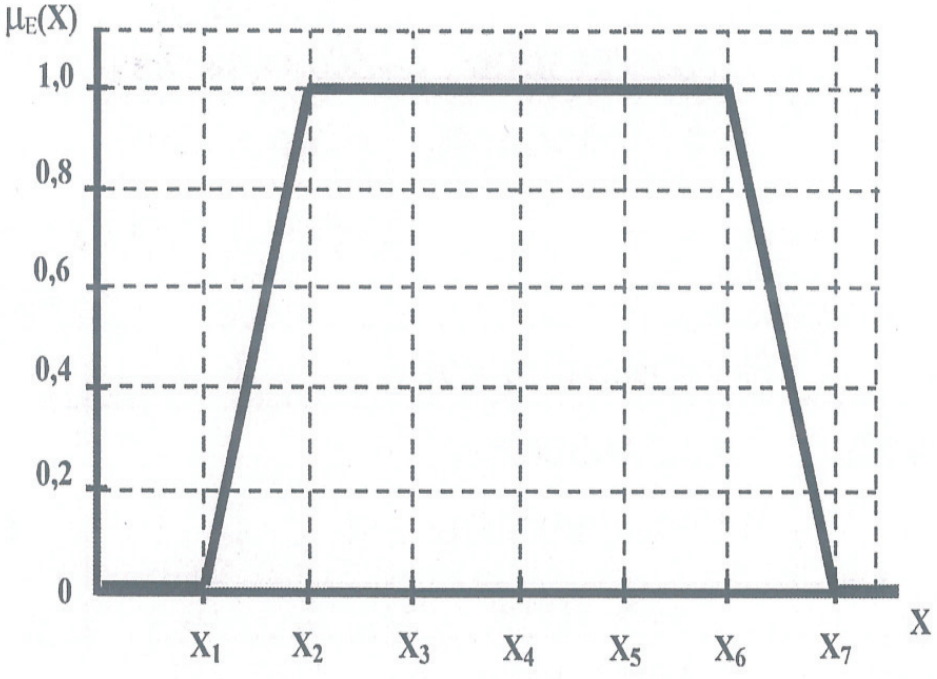


Рисунок 2 – Функція належності у вигляді трапеції

При цьому, кожному елементу множини X присвоєно певний, числовий рівень значності. Якщо експерт вважає, що ознака викликана пошкодженнями у вузлах X_3, X_4 або X_5, то функція належності висловів експерта має наступний вигляд (див. рис.2).

Математичний запис такої функції є наступним:

$$f_{\wedge}(X;a,b,c,d) = \begin{cases} 0 & x \le u \\ \dfrac{x-a}{b-a} & a \le x \le b \\ 1 & b \le x \le c \\ \dfrac{d-x}{d-c} & c \le x \le d \\ 0 & d \le x \end{cases}$$

В цьому випадку a = 1, b = 2, c = 6, d = 7.

У наведених прикладах експерт чітко визначав вузли двигуна, в яких виникло (або можливо виникло) пошкодження, що призвело до появи ознаки L. В інших випадках у експерта такої впевненості немає і його припущення щодо діагнозів стосувались декількох вузлів двигуна, але з різним значенням функцій належності. Для опису такої ситуації слід використовувати інші види функції μ_E (X). В системі MATLAB, для такого випадку, можна обрати функції у вигляді літери Z, або у вигляді літери S(сплайн - функції).

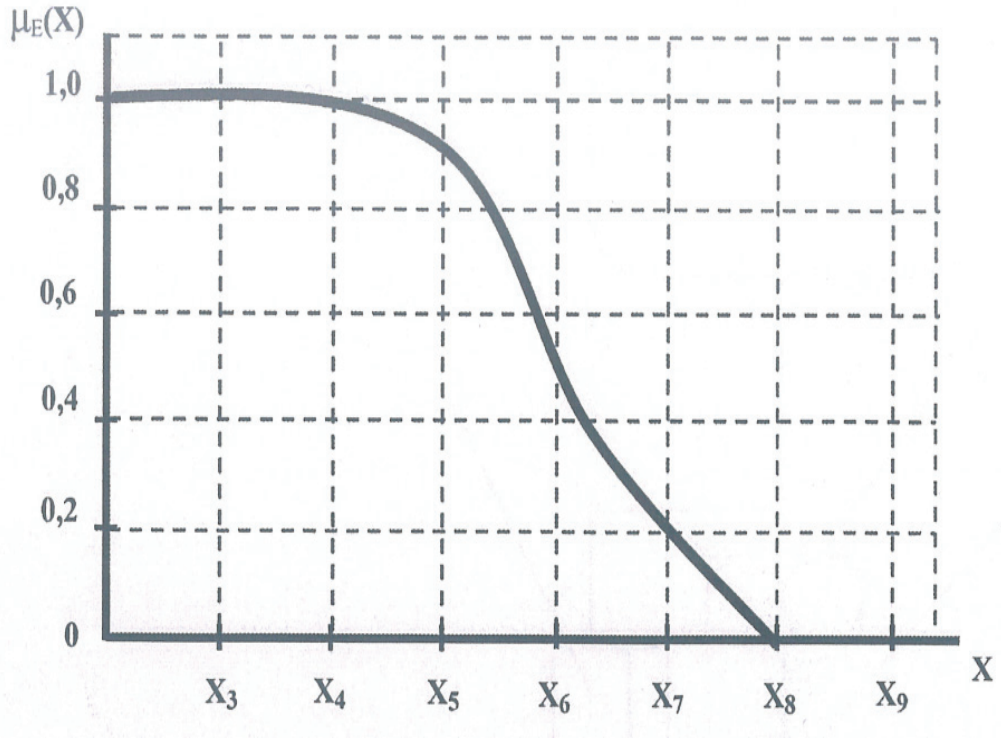


Рисунок 3 – Функція належності у вигляді літери Z

Згідно з наведеним графіком функція належності μ_E (X) на універсамі $[X_3, X_9]$ має різні значення і для вузлів X_3 та X_4, μ_E $(X_3;X_4) = 1$. Для вузла X_5, μ_E $(X_5) = 0.98$, для вузла X_6, μ_E $(X_6) = 0.5$, для вузла X_7, μ_E $(X_7) = 0.19$.

Математично ця функція записується так:

$$f_{\Delta}(X;a,b,) = \begin{cases} 1 & a \le x \\ 1 \quad 2\left(\dfrac{x-a}{b-a}\right)^2 & a \le x \le \dfrac{a+b}{2} \\ 2\left(\dfrac{b-x}{b-a}\right)^2 & \dfrac{a+b}{2} < x < b \\ 0 & b \le x \end{cases}$$

Функція належності у вигляді літери S свідчить про інші висновки експерта щодо можливих діагнозів, обумовлених конкретним видом ознаки або конкретним значенням функціонального параметра двигуна (наприклад, температура газів підвищилась на 30%). Графічний вигляд такої функції подано на рис. 4.

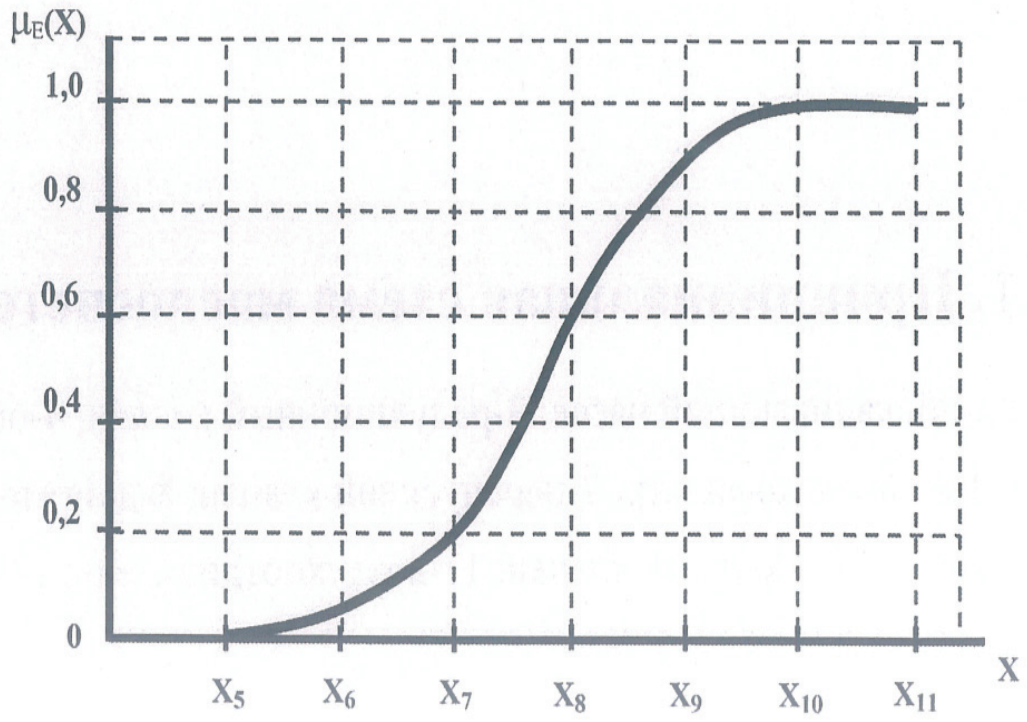


Рисунок 4 – Функція належності у вигляді літери S

Аналітично ця функція може бути записана наступним виразом:

$$f_{\Delta}(X;a,b,) = \begin{cases} 0 & x < a \\ \frac{1}{2} - \frac{1}{2}\cos\left(\frac{x-b}{b-a}\pi\right) & a \le x \le b \\ 0 & b \le x \end{cases}$$

З графіку (рис.4) видно, що ця функція, задана на універсумі $[X_5, X_{11}]$ і для вузла X_5, $\mu_E(X_5) = 0$. Для вузла X_6, $\mu_E(X_6) = 0.05$, для вузла X_7, $\mu_E(X_7) = 0.2$, для вузла X_8, $\mu_E(X_8) = 0.6$, для вузла X_9, $\mu_E(X_9) = 0.9$, і для вузлів X_{10} та X_{11}, $\mu_E(X_{10},X_{11}) = 1$.

Наведені дані свідчать про те, що експерт вважає найбільш ймовірним появи пошкодження у вузлах двигуна X_{10} та X_{11}, але не виключає можливості пошкоджень у інших вузлах в діапазоні ($X_6 – X_9$) з малими значеннями функції належності ознаки, яка виникла в процесі експлуатації ТРДД.

ВИСНОВКИ

Отже, перехід від суто лінгвістичної інформації щодо можливих діагнозів за допомогою введених функцій належності та їх аналітичних виразів, дозволяє використовувати цю інформацію в експертній системі та встановлювати технічний стан об’єкту діагностування.

Список літератури

1. Распознавание образов. Состояние и перспективы. Верха ген К. Дёйн Р., Грун Ф. и др. Пер. с англ. Н. Г. Гуревич. Под ред. И. Б. Гуревич. – М.: Радио и связь. 1985. – 104 с.

2. Жернаков С. В. К вопросу о построении гибридных нейрон – нечётких систем диагностики и контроля ГТД. //http://library.mephi.ru/scientific – session/2002/Neuro_2/1327.

УДК 629.735.064.3-33

В.С. Бутько, к.т.н., Е.Н. Сябрюк, В.П. Нетреба
(Национальный авиационный университет, Украина)

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК НАСОСА ПЕРЕМЕНОЙ ПОДАЧИ

Выполнено теоретическое исследование влияния неуравновешенности рабочих площадей регулятора непрямого действия насоса переменной подачи на участках работы регулятора, а также экспериментальное исследование этого насоса и на основании исследований даны практические рекомендации по обеспечению требуемой статической характеристики на этапе проектирования.

Всякий объемный гидропривод состоит из объемного насоса, а также распределительно-регулирующей и предохранительной аппаратуры, связанных магистралью (гидролинией). Основными преимуществами объемного гидропривода являются его высокое динамическое качество, простота осуществления бесступенчатого регулирования выходной скорости, а также весовые характеристики (отношение веса машины к ее мощности), что особенно важно для авиационной отрасли. В качестве источников подачи в авиации нашли широкое применение аксиально-поршневые насосы. Это насосы регулируемой подачи, в которых регулирование подачи выполняют регуляторы непрямого действия и исследованию которых в составе насоса посвящена данная статья, так как в литературных источниках не упомянуто о влиянии неуравновешенности рабочих площадей регуляторов на рабочие характеристики насосов переменной подачи. Поэтому возникла необходимость дополнительного исследования данного влияния. Исследование проводилось для насоса аксиального типа с наклонным расположением поршней с регулятором подачи типа сопло-заслонка как с уравновешенными, так и неуравновешенными рабочими площадями. На рис. 1 показана конструктивная схема с регулятором, у которого рабочие площади уравновешены.

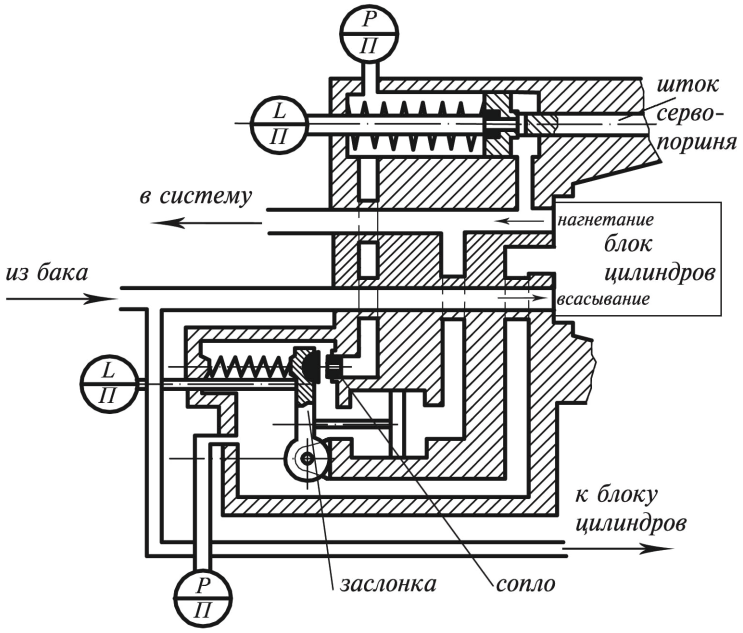


Рис. 1. Конструктивная схема аксиально-поршневого насоса с регулятором подачи типа сопло-заслонка

Чувствительным элементом, реагирующим на повышение давления, в нем служит поршень, воздействующий при повышении давления выше заданной величины на заслонку, управляющую давлением в левой полости сервопоршня регулятора, шток которого связан через наклонную шайбу с блоком цилиндров и меняет угол наклона блока. При открытии отверстия сопла давление в левой полости сервопоршня, в которую жидкость поступает из

полости нагнетания насоса через дроссельное отверстие в сервопоршне, понижается и сервопоршень перемещается влево. При этом подача насоса уменьшается. При закрытии сопла давления в левой и правой полостях сервопоршня выравниваются, и поршень, перемещаясь вправо под воздействием пружины и давления жидкости на рабочую площадь слева, поворачивает наклонную шайбу в положение максимального угла, а, следовательно, выводит насос на режим максимальной подачи.

Развитие современной авиационной техники ставит перед промышленностью все более сложные задачи по изготовлению и проектированию изделий, в частности насосов. Так первоначально на этапе проектирования насоса перед конструктором стоит задача – обеспечить требуемую статическую характеристику, то есть давление нулевой подачи должно быть p_{max}, а давление выхода на полную подачу Q_{max} – должно быть p_1. Идеальным случаем работы насоса с регулятором независимо от типа регулятора является тот случай, когда он работает в режиме ограничителя давления. В этом случае график статической характеристики имеет идеальный вид – пунктирная линия *а* (рис. 2). Этот график имеет два участка: горизонтальный и вертикальный. На горизонтальном участке регулятор не работает, а на вертикальном вступает в работу. Теоретический вид графика статической характеристики насоса представлен на рис. 2 сплошной линией *б*. На этом графике явно видно участок *I*, на котором регулятор не действует, и участок *II*, когда регулятор осуществляет регулирование подачи насоса.

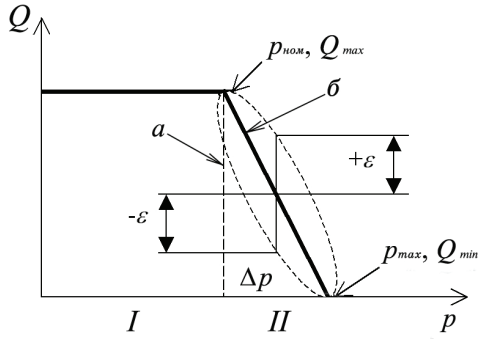


Рис. 2. Статическая характеристика насоса регулируемой подачи: а – идеальная; б – теоретическая

На втором участке кривая имеет некоторый наклон, если сравнить ее с идеальной кривой. Считается, что лучшими характеристиками обладает тот регулятор насоса, у которого этот наклон наиболее приближен к идеальному. Исследуемая проблема затронута частично в ряде работ [1],[2],[3]. Но в то же время она не решалась, поэтому данная статья посвящена исследованию проблемы именно в этой области. Чтобы произвести такую оценку, необходимо оценить влияние неуравновешенности рабочих площадей регулятора на то, каким образом он изменяет характер кривой на каждом участке. Именно на каждом, так как приведенный в данной статье рисунок, взятый из литературных источников, не показывает еще один участок, когда в работу вступает элемент регулятора сопло-заслонка.

С целью анализа влияния неуравновешенности и построения статической характеристики насоса с регулятором типа сопло-заслонка записываем соответствующие уравнения равновесия исполнительных элементов регулятора и уравнение нагрузочной характеристики. Так как эти уравнения уже приводились [2], запишем окончательное выражение нагрузочной характеристики насоса регулируемой подачи (собственно для участка *II*, см. рис. 2):

$$Q_{н.ф.} = \mathrm{A}\left\{\mathrm{L}_{\max} - \frac{1}{c_1}\left(\left[S - \frac{1}{1+B\left(p-p^*\right)^2}S_0\right]p - \left[S - \frac{1}{1+B\left(p_p-p^*\right)^2}S_0\right]p_p\right)\right\} - k_{ут}p,$$

а для промежуточного участка между *I* и *II* (рис. 2), на котором работает сопло-заслонка, уравнение будет иметь следующий вид:

$$Q_{н.ф.} = \mathrm{AL}_{\max} - k_{\text{ут}} p - Q_{с.},$$

где $Q_{с.}$ – расход через сопло-заслонку.

Для полученных зависимостей строим графики статических характеристик (рис. 3 и рис. 4). График, представленный на рис. 3, построен для регулятора с уравновешенными и неуравновешенными рабочими площадями с учетом силы трения, когда площади S и S_0 равны (Q и Q_{tr}) и степень неуравновешенности S/S_0=0,466 (QN и QN_{tr}). Неуравновешенность, как видно из графика, влияет на вид кривой.

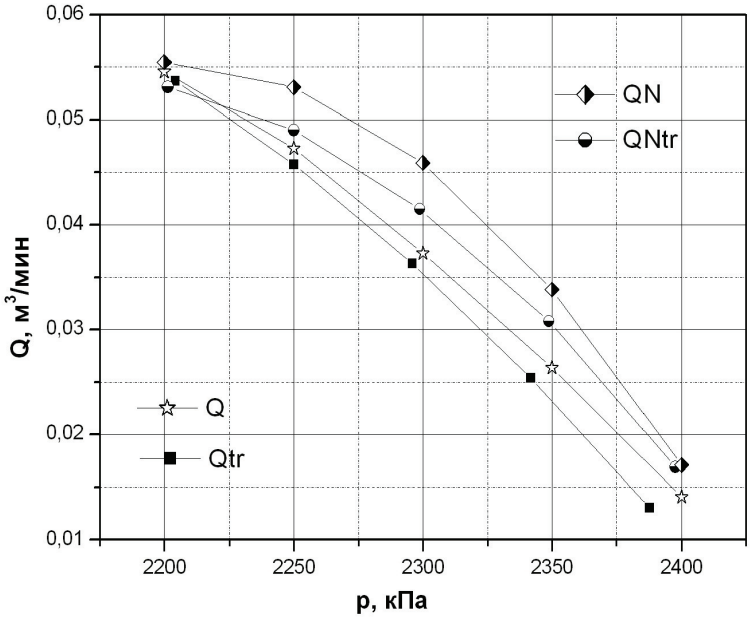


Рис. 3. Статическая характеристика насоса на участке регулирования подачи

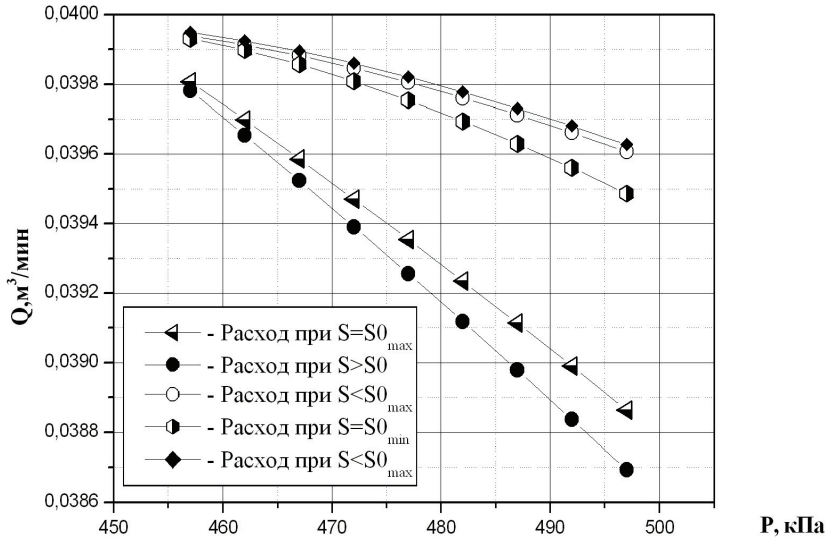


Рис. 4. Статическая характеристика насоса на участке работы сопла-заслонки

Для графика, построенного для участка работы сопла заслонки (рис. 4), силы трения не учитывались. Построение данного графика выполнялось для случаев неравенства рабочих площадей (случай неуравновешенности) и равенства рабочих площадей (случай уравновешенности):

а) случай $S=S0_{max}$ – диаметр штока сервоцилиндра ничтожно мал (правая полость сервопоршня на рис. 1);

б) случай $S=S0_{min}$ –диаметр штока почти равен диаметру поршня.

Данный график дал представление о влиянии уравновешенности (неуравновешенности) на длину участка регулирования и наклон.

Проводился эксперимент, который позволил получить следующий график (рис. 5).

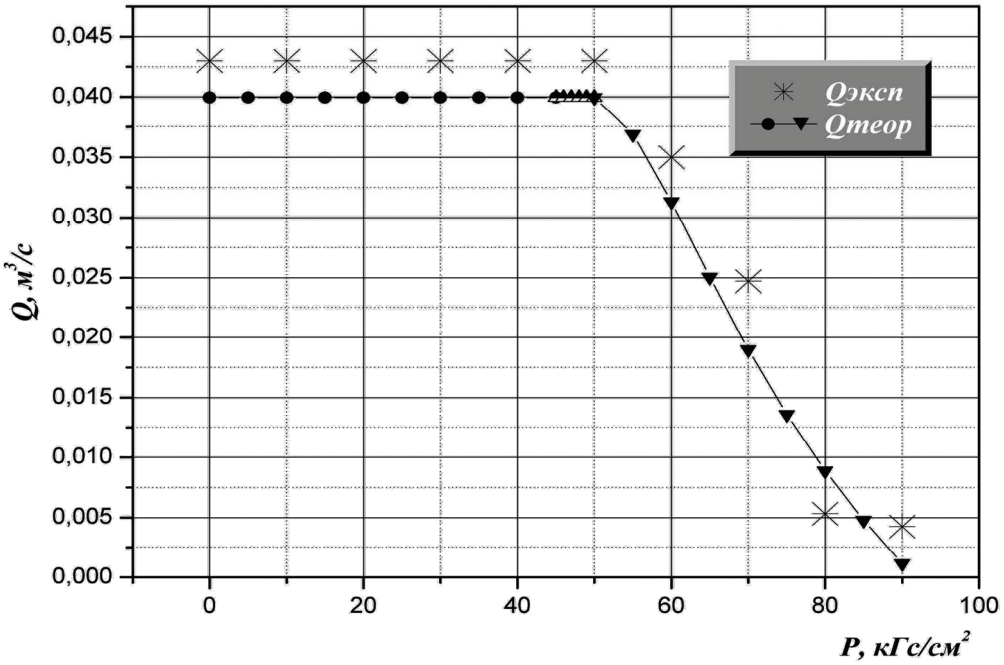


Рис. 5. Статическая характеристика насоса (теоретическая и экспериментальная кривые)

Таким образом, выполненные расчеты, проведенный эксперимент и построенные графики рабочих характеристик регуляторов позволяют сделать следующие выводы:

– для насоса переменной подачи неуравновешенность (уравновешенность) рабочих площадей регулятора приводит к изменению вида рабочей характеристики (участок, когда в работу вступает регулятор). Уравновешенность способствует приближению вида характеристики к линейному. Неуравновешенность же способствует тому, что характеристика приобретает вид параболы на участке работы регулятора;

– на участке работы сопла-заслонки неуравновешенность, как случай положительного влияния, оказывает влияние на наклон кривой характеристики, а уравновешенность – в свою очередь снижает расход жидкости через сопло;

– варьируя соотношением рабочих площадей (неуравновешенностью) регулятора (участок, когда в работу вступает регулятор), можно выбрать такие их величины, которые позволят приблизить наклон кривой к идеальной, что в свою очередь окажет положительное влияние на работу насоса и регулятора в целом;

– проведенный эксперимент подтвердил правильность составленной матмодели и позволил ввести в данную модель дополнительные коэффициенты.

Список литературы

1. *Башта Т.М.* Объемные насосы и гидравлические двигатели гидравлических систем. – М.: Машиностроение, 1974. – 606 с.

2.. *Бутько В.С, Сябрюк Е.Н.* Анализ статических характеристик автоматических регуляторов. Вісник Сумського державного університету. Серія Технічні науки: науковий журнал. – 2003. – №13(59). – С. 95-102.

3. *Попов Д.Н.* Динамика и регулирование гидро- и пневмо систем. – М.: Машиностроение. – 1987. – 464 с.

4. *Румшиский Л.З.* Математическая обработка результатов эксперимента. – М.: Наука. – 1972. – 242 с.

УДК 621.3.013.22

В.Л. Кисель,
(ЗАО «Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения», Украина)
Е.И. Барилюк
Г.И. Зайончковски,
(Национальный авиационный университет, Украина)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО ПРИВОДА ПНЕВМАТИЧЕСКОГО КЛАПАНА

Статья посвящена актуальному вопросу совершенствования расчета параметров электромагнитного привода постоянного тока пневмоклапана с внешним плоским якорем. Раскрываются особенности модификации методики расчета параметров электромагнитного привода клапана и отличие расчетного метода от классического расчета электромагнита с цилиндрическим втягивающим якорем

Актуальность исследований. Автоматизация управления различными видами отсечной арматуры вместе с растущими требованиями по энергоэффективности предъявляют повышенные требования к наиболее распространенному типу привода пневмоклапанов – электромагнитному.

В пневмосистемах электромагнитные клапаны (ЭМК) широко используются уже в течение нескольких десятилетий. Применение электромагнитного привода (ЭМП) в таких клапанах обеспечивает реализацию дистанционного управления открытием и закрытием клапана. Особенности протекающих в ЭМП процессов приводят к тому, что традиционно электромагнитные клапаны потребляют достаточно большую мощность. Причем высокая потребляемая мощность означает не только высокие затраты на обеспечение ЭМК электроэнергией, но и повышение сопутствующего веса дополнительных силовых кабелей. Вследствие этого в настоящее время значительное внимание уделяется разработке ЭМК с низким уровнем энергопотреблением. Энергопотребление клапанов может быть снижено несколькими путями. Одним из наиболее продуктивных способов улучшения параметров ЭМК является увеличение эффективности конструкции электромагнита.

Проведенный анализ публикаций по этому вопросу [1–7] показывает, что ЭМП с внешним якорем имеет лучшие эксплуатационные характеристики по сравнению с ЭМП со втягивающимся якорем. Однако типовые методики расчета приводятся лишь для конструкции ЭМП со втягивающимся якорем. Поэтому актуальным является создание научно обоснованной усовершенствованной инженерной методики расчета и оптимизации параметров ЭМП с внешним якорем для пневматических клапанов, применяемых в системах оборудования летательных аппаратов.

Результаты исследований. Для получения рабочих параметров ЭМК с внешним якорем нами была модифицирована методика расчета, применяемая в Киевском центральном конструкторском бюро арматуростроения. В качестве основы была взята методика расчета ЭМП с цилиндрическим втягивающимся якорем.

ЭМП с внешним якорем существенно отличается по конструкции от ЭМП с втягивающимся якорем. Схематические изображения конструкции ЭМП с втягивающимся и внешним якорем показаны на рис. 1 и рис. 2, соответственно. Как видно, при одинаковых габаритах катушек электромагнитов, рабочая площадь якорей в случае ЭМП с внешним якорем существенно больше, что не позволяет без изменения использовать методику расчета, разработанную для ЭМП с втягивающимся якорем.

Вследствие увеличения рабочей площади якоря (см. рис. 3) величина магнитного потока увеличивается пропорционально увеличению суммарной площади S_1+S_2.

В этом случае, создаваемый магнитный Ф может быть определен [5] как

$$\Phi = \sqrt{\frac{Q_{\text{т}}(S_1 + S_2)}{4{,}06}},$$

где $Q_{\text{т}}$ – требуемая сила тяги электромагнита, S_1, S_2 — площади рабочих площадок якоря электромагнита.

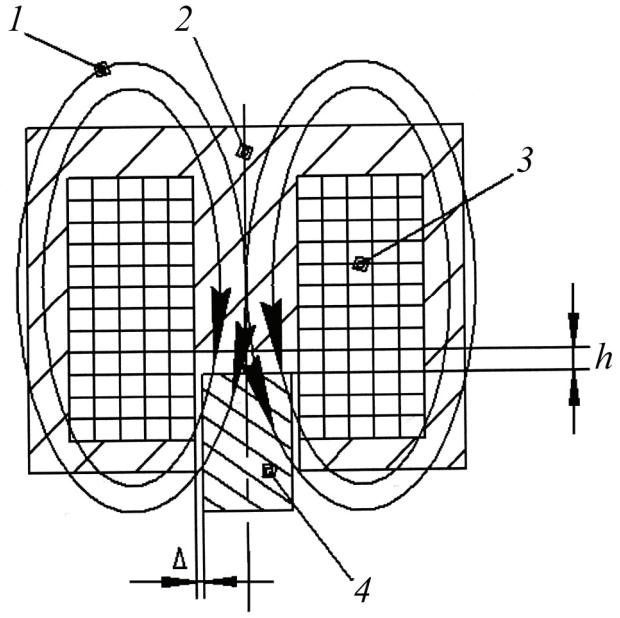


Рис 1. Электромагнит со втягивающимся цилиндрическим якорем
1 – линии магнитного поля; *2* – магнитопровод; *3* – катушка электромагнита;
4 – внешний якорь *h* – воздушный зазор; Δ – зазор в разделительной трубке

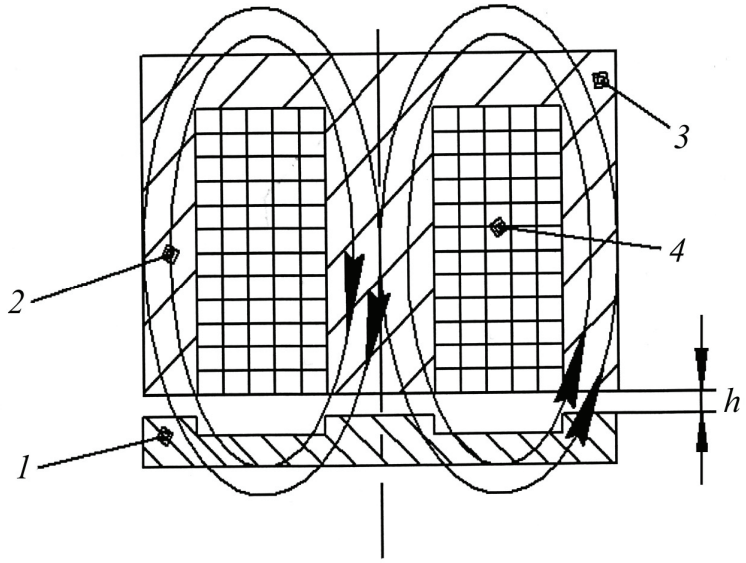


Рис 2. Электромагнитный привод с плоским внешним якорем
1 – внешний якорь; *2* – линии магнитного поля; 3 – магнитопровод;
4 – катушка электромагнита; *h* – воздушный зазор

Если площади S_1 и S_2 равны, тогда формулу для определения магнитного потока можно записать [5] в виде

$$\Phi = \sqrt{\frac{2Q_{\text{т}}S}{4{,}06}}.$$

При этом проводимость рабочего зазора будет определяться [5] как

$$G = 1{,}26 \cdot 10^{-4} \frac{S_1 + S_2}{2h} \cdot 0{,}85,$$

где G – проводимость рабочего зазора; h – высота рабочего зазора (см. рис. 2); 0,85 – эмпирический коэффициент, учитывающий рассеивание магнитного потока.

Вследствие конструкции внешнего якоря, такой электромагнит имеет фактически два рабочих зазора *h*, тогда как электромагнит с втягивающимся якорем имеет лишь один рабочий зазор.

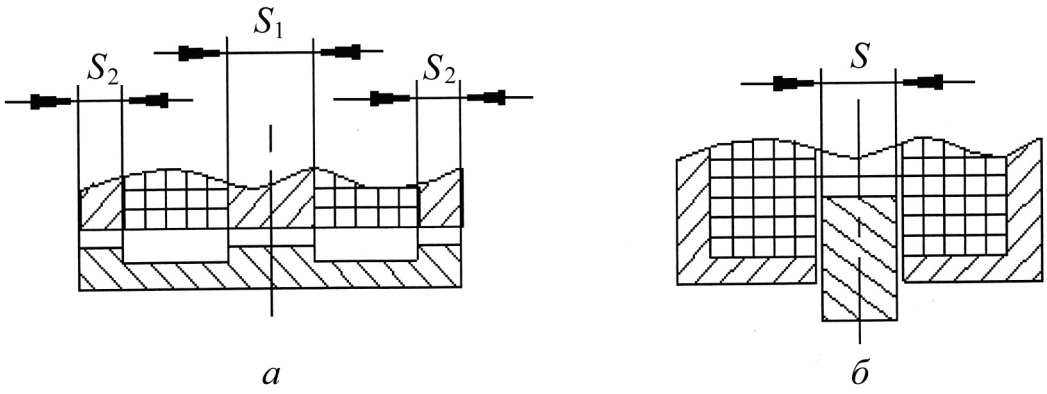


Рис 3. Рабочие поверхности якорей электромагнитов
а – электромагнит с внешним плоским якорем;
б – электромагнит с втяжным цилиндрическим якорем

В этом случае развиваемая электромагнитом сила тяги будет определяться [5] как

$$Q_{\text{т}} = 4{,}06 B^2 S,$$

где $Q_{\text{т}}$ – сила тяги электромагнита, B – магнитная индукция в рабочем зазоре; $S = S_1 + S_2$ – суммарная рабочая площадь якоря.

Магнитодвижущая сила, необходимая для намагничивания рабочего зазора [5],

$$F = \frac{\Phi}{G}.$$

Диаметр якоря определяется [5] по формуле

$$d_{\text{я}} = \sqrt{\frac{4Q_{\text{т}}}{4{,}06\,\pi B^2} + d_0},$$

где $d_{\text{я}}$ – диаметр якоря электромагнита; d_0 – диаметр отверстия под крепление золотника клапана.

Высота катушки электромагнита $h_{\text{к}}$ и ее длина $l_{\text{к}}$ определяются как [5]

$$h_{\text{к}} = 1{,}1\, d_{\text{я}};$$

$$l_{\text{к}} = 0{,}45 \frac{1{,}2\, F}{j\, h_{\text{к}}},$$

где j – плотность тока в проводнике катушки.

Общую длину магнитопровода ЭМП определяем как [5]

$$l_{\text{м.п}} = 2{,}1\left(h_{\text{к}} + l_{\text{к}}\right) + 0{,}5\, d_{\text{я}}.$$

Диаметр проводника (медный провод) катушки будет равен [5]

$$d_{\text{пр}} = 0{,}2 \cdot \sqrt{\frac{1{,}72 \cdot 10^{-4} F \left(h_{\text{к}} + d_{\text{я}} + 0{,}4\right)}{U_{\text{н}} - 0{,}15\, U_{\text{н}}}},$$

где $U_{\text{н}}$ — номинальное рабочее напряжение катушки электромагнита.

Количество витков обмотки катушки электромагнита определится по формуле [5]

$$W = \frac{4F / j}{\pi d_{\text{пр}}^2}.$$

Потребная длина провода для намотки катушки ЭМП будет равна [5]

$$L_{\text{пр}} = \pi W \left(h_{\text{к}} + d_{\text{я}} + 0{,}4\right).$$

В таком случае в проводнике катушки будет протекать ток, определяемый по формуле [5]

$$I_{\min} = \frac{U_{\text{н}} - \left(U_{\text{н}} - U_{\min}\right)}{L_{\text{пр}} \cdot 0{,}0343 \cdot 10^{-2}\left(1 + \alpha\, \Delta t\right)},$$

где $\alpha = 0{,}004 \frac{1}{град}$ – тепловой коэффициент сопротивления меди, Δt – разница между рабочей температурой электромагнита и базовой температурой в 20 ^{o}C.

В рассматриваемом клапане движение якоря электромагнита создается за счет уменьшения рабочего зазора *h*. При этом зависимость тягового усилия от величины зазора существенно отличается от постоянной. Усилие резко убывает с увеличением зазора и резко возрастает с его уменьшением. Тем не менее, при движении якоря электромагнитов можно получить рациональное перераспределение энергии, запасенной в электромагнитной системе, и тем обеспечить нужную тяговую характеристику, если увеличить область основного рабочего зазора *h*.

Анализ отличия конструкции электромагнитов с втягивающимся цилиндрическим и внешним плоским якорями, а также характер протекания силовых магнитных линий в электромагнитах традиционной конструкции и электромагнитов в ЕМП с внешним якорем позволил модифицировать классическую методику расчета электромагнита. Полученные с ее помощью параметры электромагнита ЭМП с внешним плоским якорем подтверждают заявленные в литературных источниках увеличенную тяговую характеристику по сравнению с электромагнитами в ЭМП с втягивающимся якорем.

ВЫВОДЫ

1. Выявлены особенности работы пневматических клапанов с ЭМП, имеющие внешний плоский якорь.

2. Разработанная типовая методика расчета ЭМП с внешним плоским якорем, внедренная в ЗАО «Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения», позволяет рассчитывать электромагниты с плоским внешним якорем.

Список литературы

1. *Гордон А. В.* Электромагниты постоянного тока / А.В. Гордон, А.Г. Сливинская. – М.–Л.: Госэнергоиздат, 1960. – 446 с.

2. *Русин Ю. С.* Расчет электромагнитных систем – Л.: Энергия, 1968. – 131 с.

3. *Никитенко А. Г.* Проектирование оптимальных электромагнитных механизмов. –М.: Энергия, 1974. – 136 с.

4. *Код Б. Э.* Электромагниты постоянного тока с форсировкой. – М.: Энергия, 1973. – 80 с.

5. Щукинский С.Х. Электромагнитные приводы исполнительных механизмов . – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 152 с.

6. *Любчик М. А.* Оптимальное проектирование силовых электромагнитных механизмов. – М.: Энергия, 1974. – 392 с.

7. *Пеккер И. И., Комиссаров В. М.* Расчет втяжного электромагнита с двумя рабочими зазорами. — Электротехника, 1980, № 4, с. 53–55.

8. Лобов Б.Н., Никитенко А.Г. Влияние геометрических соотношений на динамические характеристики электромагнита с внешним поворотным якорем // Электротехническая промышленность. Серийные аппараты низкого напряжения. – 1977, №1(59). – С. 7–11.

УДК 629.735.017.1.03:629.735.035.3(045)

О.Г. Кучер, д.т.н., П.О. Власенко
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОНТРОЛЬ І МОНІТОРИНГ ПОКАЗНИКІВ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОЇ НАДІЙНОСТІ ДВИГУНІВ СІМЕЙСТВА CFM-56, ЩО ЕКСПЛУАТУЮТЬСЯ В УКРАЇНІ

Розглянуті основні принципи контролю та моніторингу стану надійності двигунів повітряних суден типу Boeing. Наведені формули для розрахунку показників надійності. Розглянутий процес контролю за вимкненням їх в польоті, запланованим та незапланованим зняттям двигунів. Наведений контроль та моніторинг стану надійності функціональних систем двигунів та двигунів в цілому.

Постановка проблеми

Останнім часом світова авіація все більше уваги приділяє питанням забезпечення безпеки польотів. З кожним роком підвищуються вимоги, яких необхідно дотримуватися авіакомпаніям для проведення міжнародних пасажиро- та вантожоперевезень. Однією з основних задач Програми управління надійністю авіакомпанії з точки зору забезпечення безпеки польотів є контроль і аналіз стану надійності двигунів [1].

Показники надійності двигунів

Для визначення стану надійності двигунів використовуються дані про відмови двигунів та вузлів, зняття двигунів з ПС, напрацювання в годинах та польотних циклах. Ця інформація береться з бортових і льотних журналів, звітів проведення ТО. На основі зареєстрованих даних розраховуються показники надійності двигунів (див.Табл.1.)

Таблиця 1. Показники надійності двигунів

Показник незапланованих знімань двигуна	$\mathrm{URR} = \frac{\text{Кількість незапланованих знімань двигуна} \cdot 1000}{Qty \cdot \mathrm{FH}}$, де Qty - кількість вузлів на повітряному судні, FH - напрацювання в годинах
Напрацювання на незаплановане зняття двигуна	$M\mathrm{TBUR} = \frac{Qty \cdot \mathrm{FH}}{\text{Кількість незапланованих знімань двигуна}}$
Показник планових знімань двигуна	$S\mathrm{RR} = \frac{\text{Кількість планових знімань двигуна} \cdot 1000}{Qty \cdot \mathrm{FH}}$
Напрацювання на планове зняття двигуна	$M\mathrm{TBSR} = \frac{Qty \cdot \mathrm{FH}}{\text{Кількість планових знімань двигуна}}$
Показник вимкнень двигуна в польоті	$\mathrm{IFSD} = \frac{\text{Кількість вимкнень двигуна в польоті} \cdot 1000}{Qty \cdot \mathrm{FH}}$
Середній показник вимкнень двигуна в польоті	$IFSD\ Aver = 1/12 \sum_{1}^{12} IFSD$, де $\sum_{1}^{12} \mathrm{IFSD}$ - сума показників вимкнень двигуна в польоті за останні 12 місяців
Напрацювання на вимкнення двигуна в польоті	$M\mathrm{TB}I\mathrm{FSD} = \frac{Qty \cdot \mathrm{FH}}{\text{Кількість вимкнень двигуна в польоті}}$
Показник заміни двигуна	$\mathrm{ERR} = \frac{\text{Кількість замін двигунів} \cdot 1000}{Qty \cdot \mathrm{FH}}$
Напрацювання на заміну двигуна	$M\mathrm{TB}E\mathrm{R} = \frac{Qty \cdot \mathrm{FH}}{\text{Кількість замін двигунів}}$

Контроль і моніторинг стану надійності двигунів

В експлуатації парку ПС більшості авіакомпаній знаходяться як вітчизняні, так і іноземні повітряні судна. Із іноземних ПС найширше використання отримали літаки типу Boeing. Вони здійснюють міжнародні авіаперевезення та рейси типу ETOPS. Для цих ПС необхідно постійно проводити моніторинг та контроль стану надійності двигунів для забезпечення норм льотної придатності та безпеки польотів [2].

Для визначення стану надійності було обрано двигуни CFM-56, які встановлені на ПС Boeing 737-300/400/500. Для цього місячні дані про відмови, напрацювання та розраховані показники надійності двигунів заносяться до таблиці, наведеної на рис.1.

B737-300/400/500: Engine Statistical Summary Report. 01.01.2008 : 31.12.2008

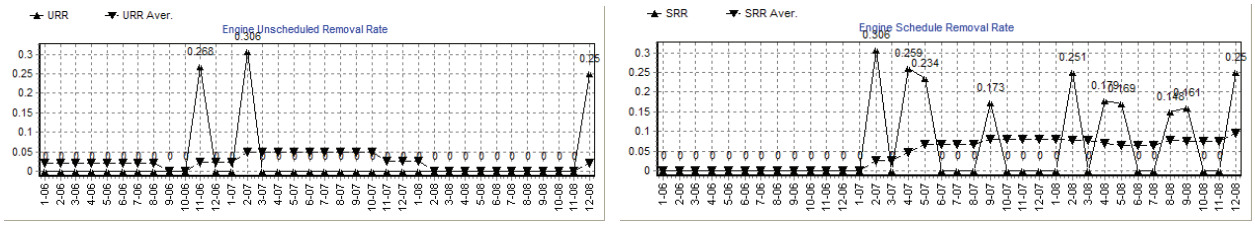
type: B737-200 / B737-300/400/500 / B767-300 — Month 12 — Year 2008 — Show — Exel

Table | Charts

A/C Type	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	Year 11	2008 12	Peri-od	Over. Data
Engine:PW-4060	26	26	26	26	26	26	26	26	26	26	26	26	26	18
Fleet FH	2430.6	1994.1	2147.4	2800.3	2955.2	2734.1	2990.8	3366.7	3111.3	2867.5	2387.7	2001.6	31787.:	142830
Unsched.Removal														
Unsched Rem-s	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	7
URR	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0245
MTBUR														40816
Sched.Removal														
Num-r of rem-s	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	2	14
HSI	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2
EHM	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	2	12
SRR	0.0000	0.2507	0.0000	0.0000	0.1692	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0315	0.0490
MTBSR													31746	20408
In Flight Shut Downs														
Num-r of IFSD	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
IFSD Rate	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
IFSD Rate Aver.	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000		
MTBIFSD														
ERR	0.000	0.251	0.000	0.000	0.169	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.031	0.074
MTBER														

Рисунок 1 Загальна статистика зі стану надійності двигунів CFM-56 за 2008 рік

За даними з таблиці проводиться моніторинг показників надійності двигунів – вимкнень двигуна в польоті, незапланованих та планових знімань двигуна. Моніторинг проводиться для фактичних значень за місяць та згладжених за рік. На рис. 2а наведений графік моніторингу показника незапланованих знімань двигуна CFM-56 за 2006-2008 рік. На графіку спостерігається погіршення стану надійності двигунів в листопаді 2006, лютому 2007 та грудні 2008. Зміну стану надійності двигунів могли викликати випадкові відмови та передчасний виробіток ресурсу деталей двигуна. Моніторинг місячного за згладженого за рік значення показника планових знімань двигуна CFM-56 за 2006-2008 роки наведений на рис.2б. З 2007 року починається планова заміна двигунів, що викликана виробітком ресурсу, старінням та зношенням деталей двигуна [3].

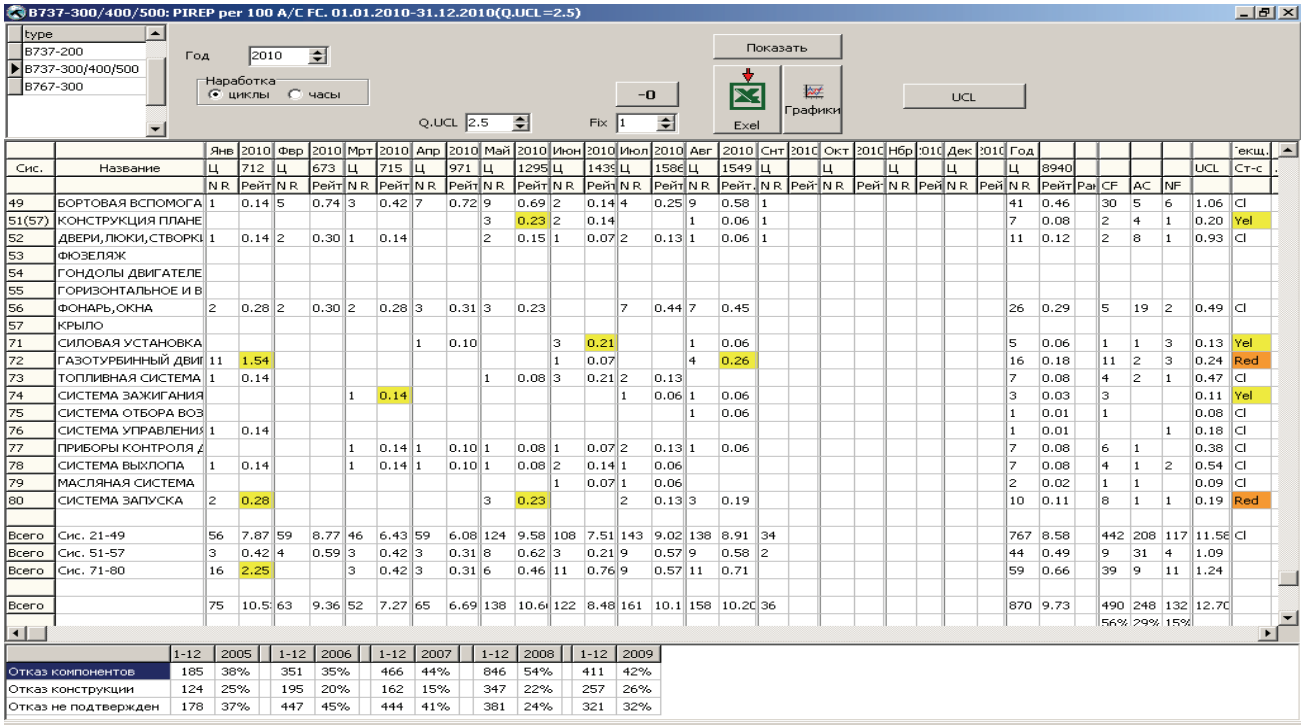


а) б)

Рисунок 2 Фактичне (URR, SRR) і середнє (URR Aver., SRR Aver.) значення показника а) незапланованих б) запланованих знімань двигуна

Для двигунів CFM-56 можна проводити контроль стану надійності по системам. Для цього використовуються дані про відмови комплектуючих виробів двигуна, що виникли в польоті та на землі і напрацювання двигуна. Контроль проводиться за показником надійності $K_{1000} = \frac{n}{T_\Gamma} 1000$, де n – кількість відмов, T_Γ – напрацювання двигуна в годинах. Для зручності

проведення контролю всі вищеперераховані дані за кожен місяць контрольованого періоду по кожній системі двигуна заносяться до таблиці, наведеної на рис. 3. Контроль проводиться шляхом порівняння значення показника надійності зі значенням контрольного рівня (*UCL*). При виявленні перевищення встановленої межі комірка таблиці зафарбовується жовтим кольором, що сигналізує про необхідність прийняття мір по усуненню відмов та попередженню їх в подальшій експлуатації.



Сис.	Название	Янв 2010 Ц 712	Фвр 2010 Ц 673	Мрт 2010 Ц 715	Апр 2010 Ц 971	Май 2010 Ц 1295	Июн 2010 Ц 1439	Июл 2010 Ц 1586	Авг 2010 Ц 1549	Снт 2010 Ц	Окт 2010 Ц	Нбр 2010 Ц	Дек 2010 Ц	Год Ц 8940				UCL	текщ. Ст-с
		N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт	N R Рейт.	N R Рей	N R Рей	N R Рей	N R Рей	N R Рейт	Ран	CF	AC	NF	
49	БОРТОВАЯ ВСПОМОГА	1 0.14	5 0.74	3 0.42	7 0.72	9 0.69	2 0.14	4 0.25	9 0.58	1				41 0.46		30	5	6	1.06 Cl
51(57)	КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕ					3 0.23	2 0.14		1 0.06	1				7 0.08		2	4	1	0.20 Yel
52	ДВЕРИ,ЛЮКИ,СТВОРКІ	1 0.14	2 0.30	1 0.14		2 0.15	1 0.07	2 0.13	1 0.06	1				11 0.12		2	8	1	0.93 Cl
53	ФЮЗЕЛЯЖ																		
54	ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕ																		
55	ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ И В																		
56	ФОНАРЬ,ОКНА	2 0.28	2 0.30	2 0.28	3 0.31	3 0.23		7 0.44	7 0.45					26 0.29		5	19	2	0.49 Cl
57	КРЫЛО																		
71	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА				1 0.10		3 0.21		1 0.06					5 0.06		1	1	3	0.13 Yel
72	ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИ	11 1.54					1 0.07		4 0.26					16 0.18		11	2	3	0.24 Red
73	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	1 0.14				1 0.08	3 0.21	2 0.13						7 0.08		4	2	1	0.47 Cl
74	СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ			1 0.14				1 0.06	1 0.06					3 0.03		3			0.11 Yel
75	СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗ								1 0.06					1 0.01		1			0.08 Cl
76	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ	1 0.14												1 0.01				1	0.18 Cl
77	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ Д			1 0.14	1 0.10	1 0.08	1 0.07	2 0.13	1 0.06					7 0.08		6	1		0.38 Cl
78	СИСТЕМА ВЫХЛОПА	1 0.14		1 0.14	1 0.10	1 0.08	2 0.14	1 0.06						7 0.08		4	1	2	0.54 Cl
79	МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА						1 0.07	1 0.06						2 0.02		1	1		0.09 Cl
80	СИСТЕМА ЗАПУСКА	2 0.28				3 0.23		2 0.13	3 0.19					10 0.11		8	1	1	0.19 Red
Всего	Сис. 21-49	56 7.87	59 8.77	46 6.43	59 6.08	124 9.58	108 7.51	143 9.02	138 8.91	34				767 8.58		442	208	117	11.56 Cl
Всего	Сис. 51-57	3 0.42	4 0.59	3 0.42	3 0.31	8 0.62	3 0.21	9 0.57	9 0.58	2				44 0.49		9	31	4	1.09
Всего	Сис. 71-80	16 2.25		3 0.42	3 0.31	6 0.46	11 0.76	9 0.57	11 0.71					59 0.66		39	9	11	1.24
Всего		75 10.5	63 9.36	52 7.27	65 6.69	138 10.6	122 8.48	161 10.1	158 10.2	36				870 9.73		490	248	132	12.7
																56%	29%	15%	

	1-12 2005		1-12 2006		1-12 2007		1-12 2008		1-12 2009	
Отказ компонентов	185	38%	351	35%	466	44%	846	54%	411	42%
Отказ конструкции	124	25%	195	20%	162	15%	347	22%	257	26%
Отказ не подтвержден	178	37%	447	45%	444	41%	381	24%	321	32%

Рисунок 3 Контроль стану надійності двигуна CFM-56 по системах за 2010 рік

Для візуалізації даних будуються графіки контролю стану надійності двигунів (рис.4). На графіки наносяться місячні значення показника надійності K_{1000} (суцільна лінія), згладжені значення K_{1000} за квартал (штрих-пунктирна лінія) та згладжені значення K_{1000} за рік (пунктирна лінія). Для кожного року експлуатації двигунів будується контрольна межа. На рис.4 зображений помісячний контроль стану надійності двигунів CFM-56 за 2008-2010 роки по системам.

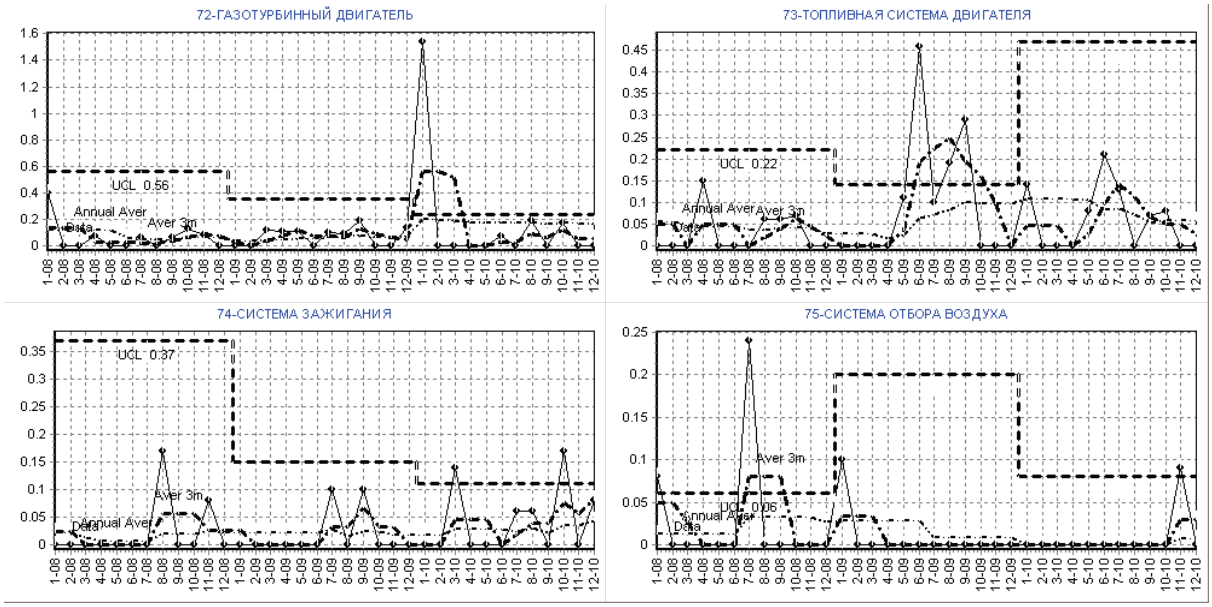


Рисунок 4 Графіки контролю стану надійності двигуна CFM-56 по системах за 2008-2010 роки

Пропонується також проводити моніторинг стану надійності двигунів CFM-56 для кожного типу ПС окремо. Такий моніторинг можна використовувати для аналізу особливостей експлуатації двигунів на бортах різних типів ПС. На рис.5 зображений моніторинг стану надійності двигунів CFM-56 та JT8D за показником надійності K_{1000} окремо для Boeing 737-300, Boeing 737-400 та Boeing 737-500 за 2003-2009 роки. Найкращий стан надійності двигунів спостерігається на ПС типу Boeing 737-500, а найгірший – на ПС типу Boeing 737-200.

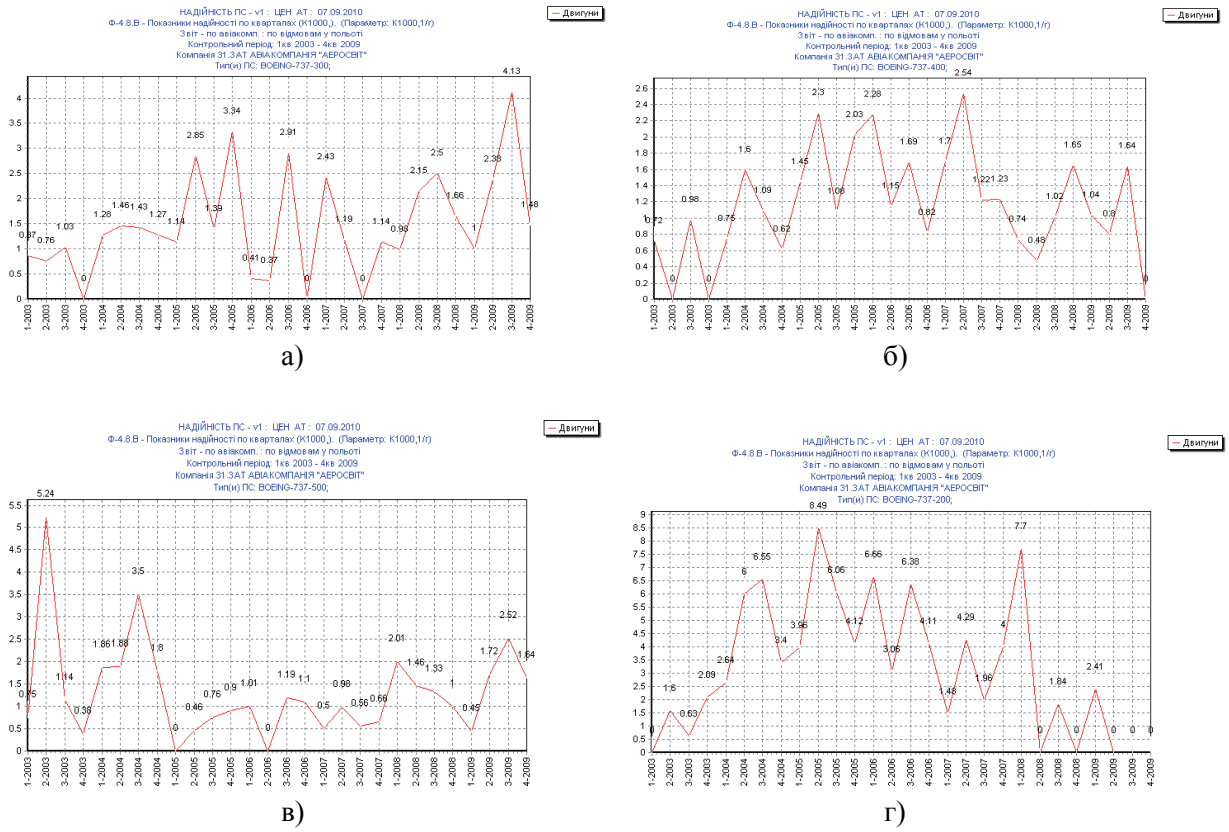


Рисунок 5. Моніторинг стану надійності двигунів а) CFM56-3-B1 на B737-300; б) CFM56-3-C1,CFM56-3-B2 на B737-400; в) CFM56-3-C1 на B737-500; г) JT8D-17, JT8D-9A на B737-200.

Висновки

Проведення постійного контролю та моніторингу стану надійності двигунів забезпечує дотримання авіакомпаніями встановлених норм льотної придатності ПС та безпеки польотів, попередження виникнення небезпечних відмов та вимкнення двигунів в польоті, планування проведення ТО, вчасного внесення необхідних змін до Програм надійності та технічного обслуговування.

Список літератури

1. Кучер О.Г. Управління надійністю парку повітряних суден авіакомпанії / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. – № 4(61). – С. 88–95.
2. Кучер О.Г. Забезпечення льотної придатності повітряних суден авіакомпанії / Кучер О.Г., Власенко П.О. // Наукоємні технології. – 2010. - №3 (3) 2009. – С. 20-28
3. Автоматизированная система контроля надежности парка воздушных судов авиакомпании "АЭРОСВИТ". Руководство пользователя / Науч. рук. А.Г. Кучер, отв. исп. А.С. Якушенко, исп. П.А. Власенко, А.Ю. Сухоруков. – К: НАУ, 2008. – 167 с.

УДК 629.735.035.62 (045)

Ю.П. Пучков, к.т.н., М.Ф. Молодцов, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ТЕНДЕНЦІЇ РОЗВИТКУ ВТУЛОК НЕСУЧИХ ГВИНТІВ ВЕРТОЛЬОТІВ

Поява нових матеріалів, зокрема композиційних, спричинила істотну зміну конструкції втулок несучого гвинта, підвищення маневрених характеристик вертольота, підвищення надійності і зниження трудовитрат при технічному обслуговуванні

Сучасне вертольотобудування в теперішній час зазнає якісну зміну. Це відноситься в основному до легких і середніх вертольотів. Характеристики важких вертольотів залишаються достатньо високими по відносним і абсолютним параметрам. Представником сучасного важкого вертольота КБ М.Л. Міля є Мі-26. По своїх абсолютних параметрах (вантажопідйомності як у вантажної кабіні, так і на зовнішньою підвісці) йому немає рівних в світі. Це досягнуто завдяки розробці нової конструкції втулки несучого гвинта і його лопатей, а також установки нової, могутнішої силової установки.

Легкі і середні вертольоти зазнають істотні зміни не стільки в досягненні абсолютних показників, скільки у вдосконаленні технології виготовлення як планеру, так і його систем, а також і витрат на технічне обслуговування (ТО).

Широке використання сучасних матеріалів, як при створенні планера вертольота, так і при створенні його основних елементів несучої системи, та більш ефективної силової установки істотно знизили їх масу, витрати на серійне виробництво і на ТО.

Застосування нових матеріалів при виготовленні елементів несучої системи, знизило масу конструкції, підвищило надійність і створило умови для експлуатації цих агрегатів і систем по технічному стану.

Велику частину парку сучасних вертольотів складають вертольоти класичної одногвинтової схеми з пристроєм парирування реактивного моменту несучого гвинта (рульовий гвинт, фенестрон, реактивний струмінь та інші). В теперішній час найбільша кількість серійних вертольотів мають рульовий гвинт (вертольоти КБ М.Л. Міля, UH-60, Links...), або фенестрон (Augusta, Gazel, Ка-62).

Як відомо, основною системою будь-якого вертольота є його несуча система. Несуча система вертольота, як правило, є несучим гвинтом (НГ), що складається з його втулки та комплекту лопатей. На ряді вертольотів використовуються крило (наприклад - вертольоти Мі-6, та Мі-24, Мі-28 та інші), а також використовується рульовий гвинт, вісь якого не перпендикулярна подовжньої площині вертольоту. Це забезпечує появу складової силі тяги гвинта, яка направлена уверх по вісі *OY* и дозволяє, в основному, розширити діапазон експлуатаційної центрівки вертольоту.

Поява нових матеріалів, технології їх масового виробництва і широке застосування в машинобудуванні, зокрема - титанових сплавів і композиційних матеріалів - дозволило, в теперішній час, використовувати їх не тільки для слабонавантажених елементів конструкції панельного типу, але і для силових елементів, зокрема - втулки НГ.

Так, наприклад, на вертольоті Ка-62 корпус втулки та лопаті НГ виконані з композиційного матеріалу, на вертольотах КБ Міля (Мі-28, Мі-38) втулки виконані з титанового сплаву. Змінам піддалися склад і конструктивне виконання елементів втулки. В теперішній час все ширше використовуються втулки НГ з пружними елементами і еластомірними підшипниками, що виконують роль традиційних - горизонтальних, вертикальних і осьових шарнірів, як в Росії, так і в далекому зарубіжжі. Їх використання істотно спростило конструкцію втулки НГ, понизило її масу і витрати по її ТО. Так, наприклад, використання титанової втулки і еластомірних підшипників замість традиційних (кулькових, роликових, голкових), дозволило понизити масу втулки удвічі і трудовитрати на її технічне обслуговування в чотири рази [1].

Втулка несучого гвинта - основний агрегат НГ - призначається для кріплення лопатей, передачі крутячого моменту від валу головного редуктора до лопатей, а також для сприйняття і передачі на фюзеляж аеродинамічних, масових і інерційних сил і моментів, що виникають на лопатах НГ. Розрізняють такі типи втулок НГ як шарнірні, пружні і жорсткі [2].

У конструкції шарнірної втулки (рис. 1) кріплення лопатей до корпусу втулки здійснюється за допомогою вертикальних , горизонтальних і осьових шарнірів.

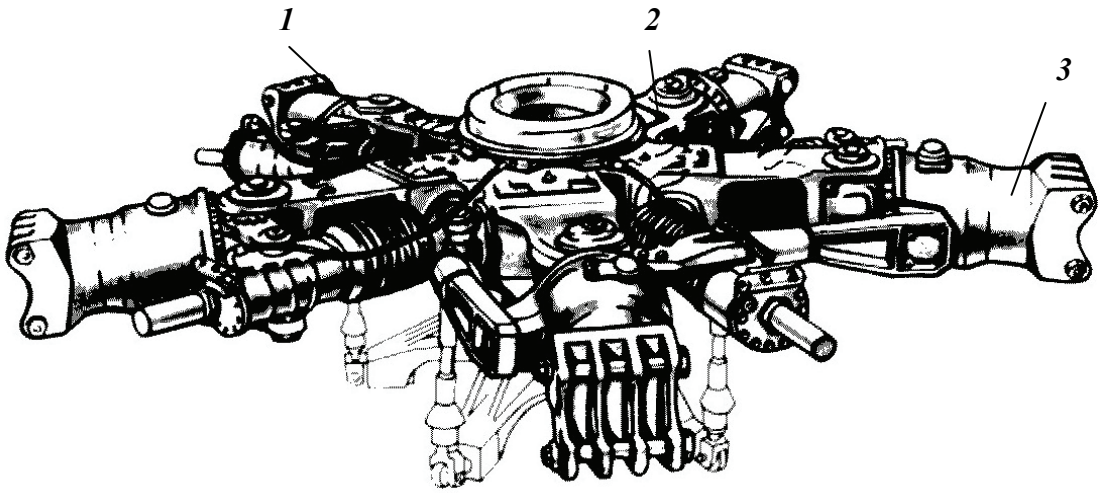


Рис. 1 Шарнірна втулка несучого гвинта:
1- вертикальний шарнір; *2*- горизонтальний шарнір; *3*- осьовий шарнір

Горизонтальні шарніри забезпечують можливість махового руху лопатей. Вертикальні шарніри дозволяють лопатям здійснювати коливання в плоскості обертання (ці коливання виникають під дією змінних сил лобового опору і сил Коріоліса, що з'являються при коливаннях лопаті відносно горизонтального шарніра). Завдяки шарнірному зчленуванню лопатей з корпусом втулки, значно знижуються змінні напруження в лонжеронах лопатей несучого гвинта і зменшуються моменти аеродинамічних сил, що передаються від гвинта на фюзеляж вертольота. Осьові шарніри втулки НГ призначені для зміни кутів установки лопатей, а значить, і тяги гвинта у цілому. З метою зменшення звісу (вигину) лопатей та створення необхідних зазорів між лопатями і хвостовою балкою вертольота при НГ, що не обертається, і при малій частоті обертання НГ, в конструкцію втулки введені відцентрові обмежувачі звісу.

У всіх шарнірах, в яких використовуються підшипники кочення, передбачаються системи змащення і ущільнень, яки потребують контролю та зміни через деякій час. У осьових шарнірах, елементи яких сприймають відцентрові сили лопатей, застосовуються роликові підшипники або торсіони. Роликові підшипники конструктивно виконані такими, щоб в результаті коливальних рухів лопаті обойма підшипника здійснювала обертальні рухи для рівномірного зносу поверхні кочення. Замість роликових підшипників почали застосовувати пластинчасті і дротяні торсіони, які виготовлені з високоміцної неіржавіючої сталі та мають масу на 10…15% менше, ніж осьові шарніри з підшипниками кочення, мають великий ресурс і не вимагають рідкого мастила.

З метою запобігання явищу «земного резонансу» коливання лопатей відносно вертикальних шарнірів гасяться за допомогою демпферів, які, в залежності від використовуваного робочого елементу, підрозділяються на фрикційні, гідравлічні, пружинно-гідравлічні і еластомірні. На рис. 2 наведені характеристики цих демпферів, де: M- момент, який створюється демпфером; $\dot{\xi}$ - швидкість переміщення лопати. З рис. 2 можна відзначити, що характеристики пружинно-гідравлічного демпфера (рис. 2, *в*) більш задовольняють процесу затухань вимушених коливань лопатей НГ.

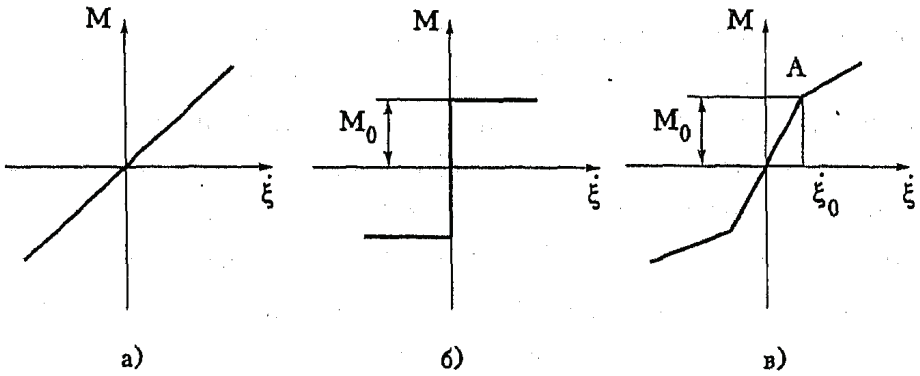


Рис. 2 Характеристики демпферів вертикальних шарнірів втулки несучого гвинта:
а- гідравлічний; *б*- фрикційний; *в* – пружинно - гідравлічній.

Шарнірні втулки НГ, в залежності від схеми, можуть бути трьох типів: з рознесеними горизонтальними шарнірами (осі горизонтальних шарнірів знаходяться на деякій відстані від осі НГ); з суміщеними горизонтальними шарнірами (осі горизонтальних шарнірів перетинаються на осі НГ); з суміщеними горизонтальними і вертикальними шарнірами (осі обох шарнірів перетинаються в одній крапці, віднесеній на деяку відстань від осі НГ).

Традиційно всі елементи несучого гвинта (втулка, лопаті) виконувалися з металевих сплавів, що забезпечують високу міцність і довговічність конструкції. Так, на вертольотах до 70-х років минулого сторіччя шарнірна втулка НГ традиційно виконувалася із сталевих сплавів (рис. 1).

Пружна втулка (рис. 3) може бути виконана з пружним елементом тільки в одному вертикальному або горизонтальному шарнірі, або відразу в обох шарнірах. Корпус пружної втулки НГ виготовлюється, як правило, з композиційних матеріалів.

Рис. 3 Втулка несучого гвинта з пружними елементами

За осьовим шарніром, який може бути виконаний по схемі з підшипниками кочення, торсіоном або з еластомірними підшипниками (рис. 4), розташована зовнішня пружна частина втулки, що забезпечує махові рухи лопаті.

В шарнірах еластомірних втулок НГ можуть використовуватися циліндрові, конічні або сферичні еластомірні підшипники. Ці підшипники виконані з шарів стали із привулканізованими до них шарів еластоміру. Відсутність металевих деталей, що труться,

зменшує знос вузлів. Конструкція втулки НГ при цьому спрощується, усувається необхідність застосування торсіонів, скорочується час на технічне обслуговування, збільшується надійність конструкції.

На НГ з такою втулкою може бути значно підвищена ефективність управління, в порівнянні з шарнірною втулкою НГ, що сприяє збільшенню маневреності вертольота.

Жорстка втулка має міцний корпус (зазвичай - з титанового сплаву), який прикріплений до жорсткого приводного валу, та осьові шарніри, до корпусів яких через гребінки прикріплені лопаті з композиційних матеріалів. У НГ з такою втулкою лопать здійснює коливальні рухи в плоскості тяги та обертання ані шляхом повороту в шарнірах, але завдяки великим деформаціям лопаті або її тоншої комлевої ділянки. Ці деформації виявляються допустимими, унаслідок високої міцності композиційних матеріалів.

Такий гвинт може розглядатися подібним до гвинта з шарнірною втулкою, що має велике рознесення горизонтальних шарнірів (10…35% від радіусу гвинта). Вертоліт з жорсткою втулкою НГ має ліпші характеристики керованості. Важливою перевагою жорсткої втулки є її простота (відсутність високонавантажених підшипників в шарнірах, демпферів і відцентрових обмежувачів звісу лопатей), що полегшує і здешевлює виготовлення гвинта і обслуговування його в експлуатації.

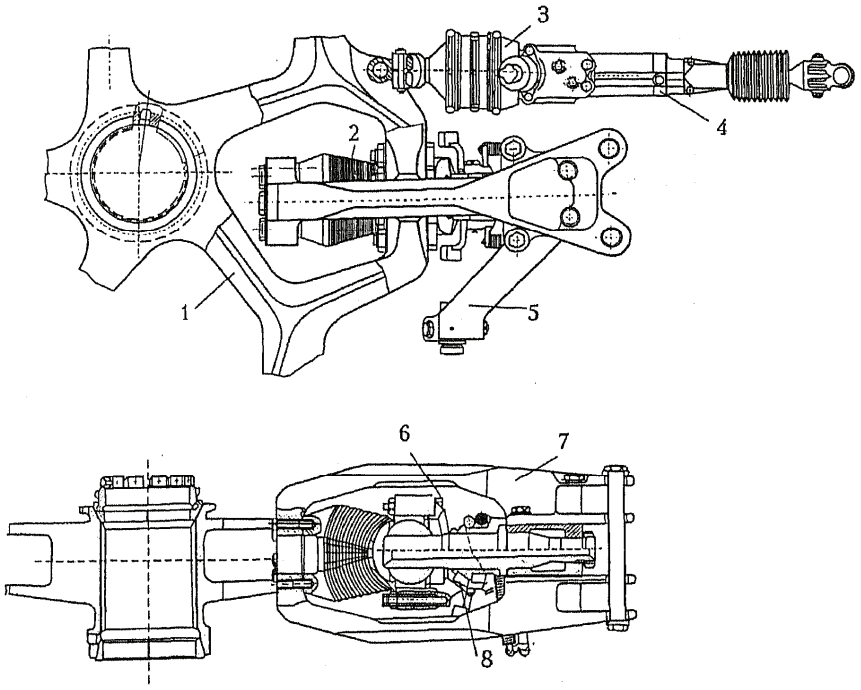


Рис. 4 Втулка несучого гвинта з еластомірним підшипником:
1- корпус; 2 - еластомірний підшипник; 3 - пружний елемент; 4 –пружинно- гідравлічний демпфер;
5 – важіль повороту лопаті; 6 – кільцевий упор; 7 – рамка; 8 – відцентровий обмежувач звісу лопаті

Із запропонованого матеріалу можна зробити такий висновок: втулки несучих гвинтів сучасних вертольотів в теперішній час мають істотні відмінності від традиційних, широко використовуваних на вертольотах, що знаходяться в експлуатації. Основна відмінність - це спрощення конструкції, використання сучасних матеріалів: титанових сплавів, композиційних матеріалів. Застосування цих матеріалів, разом із спрощенням конструкції, привело до підвищення ресурсу елементів втулки, підвищення надійності її роботи і зниженню трудовитрат на її обслуговування, а отже - і вартості експлуатації.

Список літератури

1. *http/www.militaryparitet.com/*
2. «Авиация: Энциклопедия». М.: Большая Российская энциклопедия, 1994.

УДК 656.7.065.2(045)

В.Є. Зімін, к.т.н., О.В. Орлов, к.т.н., В.П. Дуда
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПРОВАДЖЕНЯ СТРАТЕГІЇ ОБ‘ЄДНАНИХ АВІАЦІЙНИХ РЕСУРСІВ В СИСТЕМУ УПРАВЛІННЯ ЗАПАСАМИ

Головним напрямком вдосконалення системи управління запасами є побудова ефективних процесів між авіапідприємствами – виробниками, постачальниками і авіакомпаніями для використання ресурсів в якості авіаційного технічного майна. Впровадження стратегії об‘єднаних авіаційних ресурсів дозволить створити надійну платформу до такої побудови і відкрити принципово нові можливості для підвищення використання економічного потенціалу при технічному обслуговуванні авіаційної техніки

Давно відомо і доведено, що багато причин успіху і невдач авіакомпаній на ринку варто шукати в організації забезпечення даних компаній запчастинами і логістичним сервісом. Одна із головних причин втрати міжнародних ринків експорту авіаційного технічного майна (АТМ) полягає, на перший погляд, у другорядній причині – відсутність стандартів і електронних систем, що формують технологію управління запасами і поставками в авіаційній індустрії.

Стратегія об‘єднаних авіаційних ресурсів розглядається в якості основи технологічної безпеки в авіаційній індустрії. Її основним пріоритетом являється контроль за процесами руху ресурсів від постачальників до кінцевих споживачів АТМ – авіакомпаній. Стратегічною ціллю даної стратегії в авіаційній індустрії варто розглядати створення і розвиток сучасної інфраструктури поставок, що включають в себе:

а) реструктуризацію існуючої інфраструктури авіаринку поставок АТМ на основі ланцюгів поставок;

б) підвищення економічного потенціалу авіакомпаній, забезпечення їх високої конкурентоспроможності на базі логістичної стратегії розвитку;

в) розробка і використання гармонізованих міжнародних стандартів в сфері управління запасами, створення системи авіапровайдерських логістичних послуг;

г) підвищення результативності використання авіаційних ресурсів постачальників для забезпечення, зниження загальних витрат і системних ризиків, підвищення якості технічного обслуговування авіаційної техніки.

Незадовільний контроль за процесами поставок авіа ресурсів, відсутність інструментів ідентифікація і нагляду, особливо на стадії обслуговування авіаційної техніки (АТ), являється лише вершиною айсбергу того комплексу проблем, котрий зв’язаний з відсутністю логістичного підходу до організації управління запасами і поставками, відстороненням авіаційної адміністрації від використання ринкових важелів забезпечення безпеки в цивільній авіації. Відсутність контролю за життєвим циклом авіа запчастин на всіх етапах їх руху дезінтеграція процесів поставок наносить більший економічний і технологічний збиток авіаційній промисловості і авіакомпаніям, негативним чином відображається на зниженні конкурентоспроможності АТ, технічного обслуговування і надійності поставок АТМ.

Низька якість вихідних даних про рух та ідентифікацію запчастин, відсутність спеціалізованих інформаційних систем, інтегрованих з системами управління якістю і технічного обслуговування приводять до економічних втрат. Прямі господарські зв‘язки підтримуються, в основному, базами даних підприємств-постачальників, авіакомпаній, авіаремонтних заводів і спеціалізованих підприємств технічного обслуговування у фрагментованому вигляді. При такій стратегії не застосовуються можливості кооперації, електронних комунікацій і ресурсів всіх учасників ланцюга. Рисунок 1 відображає стратегію організації поставок на основі прямих господарських зв‘язків при відсутності об‘єднаних авіа ресурсів.

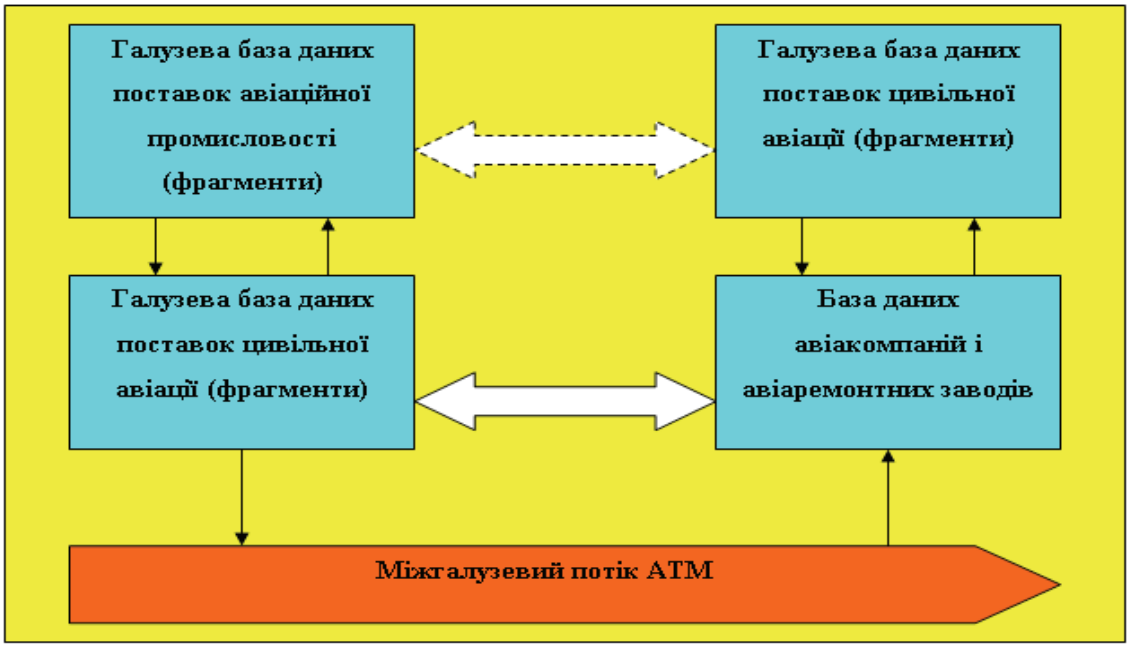


Рис. 1. Організація прямих поставок при відсутності об‘єднаних ресурсів ланцюга

Разом з тим, взаємне інформування про прийняття логістичних рішень, внесення змін в операції по всьому ланцюгу розширюють можливості постачальників і вплив на кінцеві економічні результати. Більш життєво здатною являється стратегія організації поставок АТМ з використанням координуючої ролі авіапровайдера і структур авіаційної адміністрації. Дана система дозволяє ефективно поєднувати можливості вертикального і горизонтального управління. В даному випадку вертикальні інформаційні зв‘язки дозволяють погоджувати інтереси постачальників з рухом авіаційного технічного майна, стадіями життєвого циклу виробу і етапами функціонального логістичного циклу. Одночасно, при такому режимі важливим стає використання критерію безпеки, загальноприйнятих міжнародних стандартів і об‘єднаних ресурсів (рис. 2).

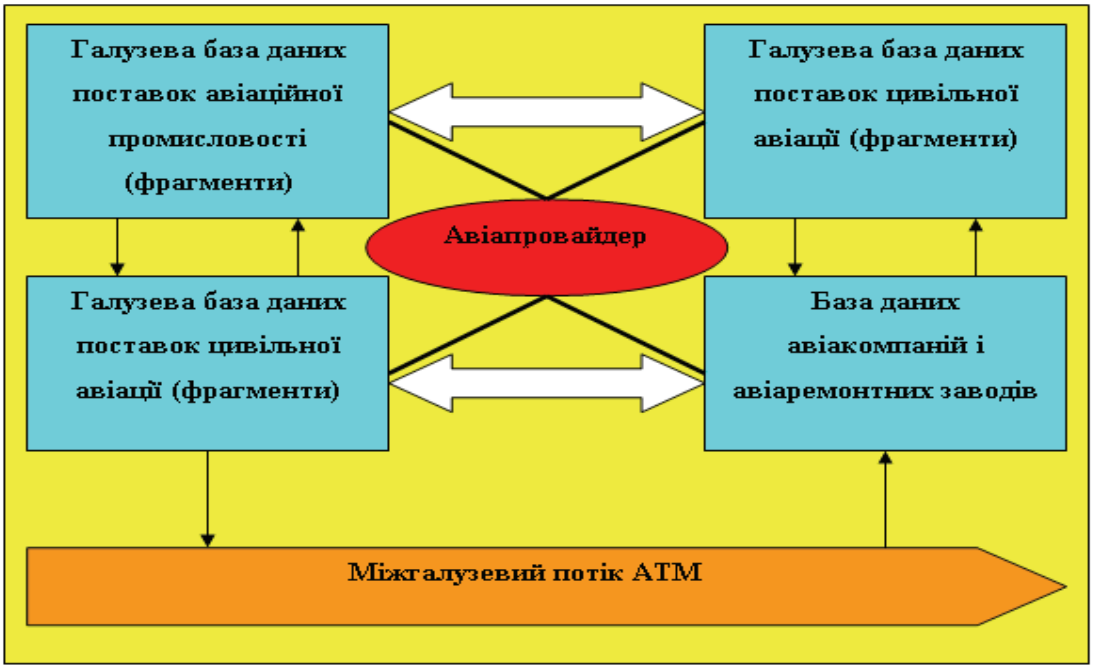


Рис. 2. Організація поставок авіаційно-технічного майна в ланцюгу

Стратегія об‘єднаних авіаційних ресурсів ланцюга містить такі елементи, як блок інтегрованої логістичної підтримки, ієрархічну систему управління адаптацією, автономне управління постачальниками, стандарти штрихового кодування RFID, системи ідентифікації «AviaDot», електронного обміну даними (EDI) (рис. 3).

Рис. 3. Архітектура системи управління об‘єднаними авіаційними ресурсами

Позитивний ефект від використання об‘єднаних авіаційних ресурсів буде виражатися в зниженні рівня ризиків, зниження витрат на поставку авіаційного технічного майна і зростання результативності цього процесу.

В якості методу ідентифікації і маркування авіаційних виробів в системі логістики поставок технологія «AviaDot» (базова технологія компанії «DataDot Technology, Ltd») [1] представляє собою найновішу систему захисту як всього авіаційного виробу, так і окремих вузлів і деталей. Основою і особливістю технології являється маркування будь-якої поверхні, включаючи технологічну документацію, транспортне упакування, запчастини, агрегати.

На виріб (поверхню) наноситься полімер зі вживленими в ньому мікрокрапками (до 10000 одиниць), котрий стійкий до перепаду температур, дії слабких кислот, бензину, води, масла. Кожна така «крапка» («Dot») містить персональний ідентифікаційний номер виробу (упаковки), котрий практично неможливо підробити. Кожний такий індивідуальний номер заноситься в базу даних.

Технічні характеристики:

1) Мікрокрапка. Основа «крапки» «AviaDot» – міцний полістер. Розмір кожної мікрокрапки складає біля 1 мм в діаметрі, товщина – 0,1 мм, замість мікрокрапок може бути використана мікронитка.

2) Кількість мікрокрапок. На один виріб (упаковку) може бути нанесено до 1000 крапок системи «AviaDot»

3) Полімер. Спеціальний полімер був розроблений для довготривалої експлуатації в складних навколишніх умовах. Після повного висихання полімер втрачає колір.

Не дивлячись на досить просте розміщення точок, знайти і видалити їх всі (10000) практично неможливо. Полімер відповідає санітарно-гігієнічним вимогам, не наносячи шкоди металу, резині, нейлону, пластику і фарбі. В склад полімеру входять рідкоземельні

метали, котрі світяться в ультрафіолеті, що дозволяє знайти місця маркування з допомогою спеціального обладнання.

Нанесений індивідуальний номер маркування перетворюється в електронний код, котрий потім передається в базу даних. Технологія допускає інтеграцію з іншими методами ідентифікації і маркування продукції – штрих кодами, RFID-мітками (радіочастотною ідентифікаціє).

Технологія «AviaDot» пропонує використання також мікронитки, вмонтованої в наклейку для мітки технічних паспортів і упаковки авіаційного технічного майна, обладнання автоматизованого робочого місця для нанесення носія і спеціального обладнання. Необхідність закупівлі спеціального обладнання залежить від об‘єму об‘єктів, що маркуються (паспорти, упаковки). В якості пристрою, що зчитує, в системі «AviaDot» використовується мікроскоп портативний з підсвіткою (МПП). Час, що затрачається на переробку одного паспорту, складає 5 секунд при використанні аплікатора і 15 секунд при ручному нанесенні. Для нанесення наклейок навчання спеціалістів не потребується.

Впровадження стратегії об‘єднаних авіаційних ресурсів також передбачає собою перехід на SCM технології (Supply Chain Management – управління інтегрованим ланцюгом поставок) і CALS технології – системи (Continuous Acquisition and Life cycle Support – «безперервне підтримання життєвого циклу виробу»). Системи, які функціонують на основі концепції SCM дозволяють керувати усіма процесами при русі авіаційних запчастин від виробника до споживача (авіакомпанії), контролювати запаси і, як наслідок покращувати надійність технічного обслуговування авіаційної техніки. Для підвищення ефективності управління і планування в процесі замовлення, покращення безпеки експлуатації авіаційної техніки почала широко використовуватись концепція CALS. З її допомогою здійснюється одноразове введення даних, їх зберігання в стандартних електронних форматах, а також обмін електронними даними між всіма учасниками виробництва і експлуатації авіаційної техніки разом з тим ця концепція акцентує увагу на управління життєвим циклом наукоємної продукції, не займаючись підвищенням управління всього матеріального потоку при організації поставок.

ВИСНОВОК

Все вище сказане дозволяє стверджувати, що системне використання стратегії об‘єднаних авіаційних ресурсів в рамках ланцюга поставок дозволяє повністю змінити не тільки саму архітектуру інформаційного забезпечення в тісному зв’язку з цілями держави, але й створити якісно нову систему управління ресурсами і контролю за їх переміщенням.

Список літератури

1. *Некрасов А. Г., Мельников Д. А.* «Безопасность цепей поставок в авиаиндустрие» Монографія - Москва: «Авиатехснаб», 2006 – 260 с.
2. *Ніконов Г. І., Пославскій О. Ф.* «Расчетные методы обеспечения запчастями» - Москва: «Знания», 1986 – 104 с.
3. *Шура-Бура А. Є., Топольський М. В.* «Методы расчета, организации и оптимизации комплектов запчастей сложных технических систем» - Москва: «Знания», 1981 – 116 с.
4. *Ушаков І. А.* «Оптимальная сохраняемость и управление запасами» - Москва: «Знания», 1979 – 93 с.
5. *V.E. Zimin, A.V. Orlov, V.P. Duda.* Inventory management in the aircraft maintenance system // Materials of the fourth world congress “Aviation in the XXI-st century”. – K: NAU, 2010. – Volume 1. – P. 11.11-11.14.

УДК 629.735.017.083

А.Р. Алексанян, аспирант
(Московский государственный технический университет гражданской авиации, Россия)

ОБОСНОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПРОГРАММЫ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВС

В статье рассмотрена обоснование структуры программы поддержания лётной годности воздушных судов в соответствии с требованиями нормативных документов.

Общие положения

Лётная годность (ЛГ) – это комплексная характеристика воздушного судна, определяемая
реализованными в его конструкции принципами и решениями, позволяющая совершать безопасные полёты в ожидаемых условиях и при установленных методах эксплуатации [1].
ЛГ обеспечивается на этапах создания воздушного судна (ВС) в соответствии с действующими авиационными правилами (нормами лётной годности).
Затем в течение всего периода эксплуатации ВС его лётная годность должна поддерживаться путём соблюдения установленных правил лётной эксплуатации, технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Под поддержанием лётной годности (ПЛГ) понимаются все мероприятия, которые гарантируют, что в любой момент срока службы ВС соответствуют действующим требованиям лётной годности и их состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию.

Проблема ПЛГ ВС является одной из актуальных в сфере технической эксплуатации авиационной техники (АТ). Её особая актуальность в современных условиях работы отрасли обуславливается рядом важных обстоятельств. К числу их относятся:

образование множества самостоятельных авиакомпаний и рассредоточение между ними действующего парка ВС;

изменение принципов, правил и форм государственного регулирования в авиационной отрасли;

эксплуатация парка стареющих ВС;

необходимость обеспечения конкурентоспособности отечественных ВС новых типов и повышения эффективности процессов их создания и эксплуатации.

В настоящее время исключительно актуальным стал вопрос о дальнейшем развитии отечественной правовой, нормативно-технической и методической базы в гражданской авиации России в части ПЛГ ВС как эксплуатируемых, так и вновь создаваемых. При решении данной проблемы требуются новые подходы. При этом необходимо более глубокое изучение с целью возможного использования основных положений, принципов и правил обеспечения и поддержания лётной годности ВС, содержащихся в документах ИКАО, а также в документах Федеральной авиационной администрации США и объединённой европейской администрации Европейских государств (EASA).

Проблема поддержания лётной годности ВС, играющая огромную роль в обеспечении безопасности полётов, имеет комплексный, разносторонний характер. Одним из основных направлений решения данной проблемы является создание и реализация программы ПЛГ ВС.

Программа ПЛГ ВС - документ, устанавливающий стратегии и режимы ПЛГ ВС, порядок
их корректировки на протяжении срока службы с начала эксплуатации до списания изделия.
Структура программы ПЛГ представленна на рис. 1.

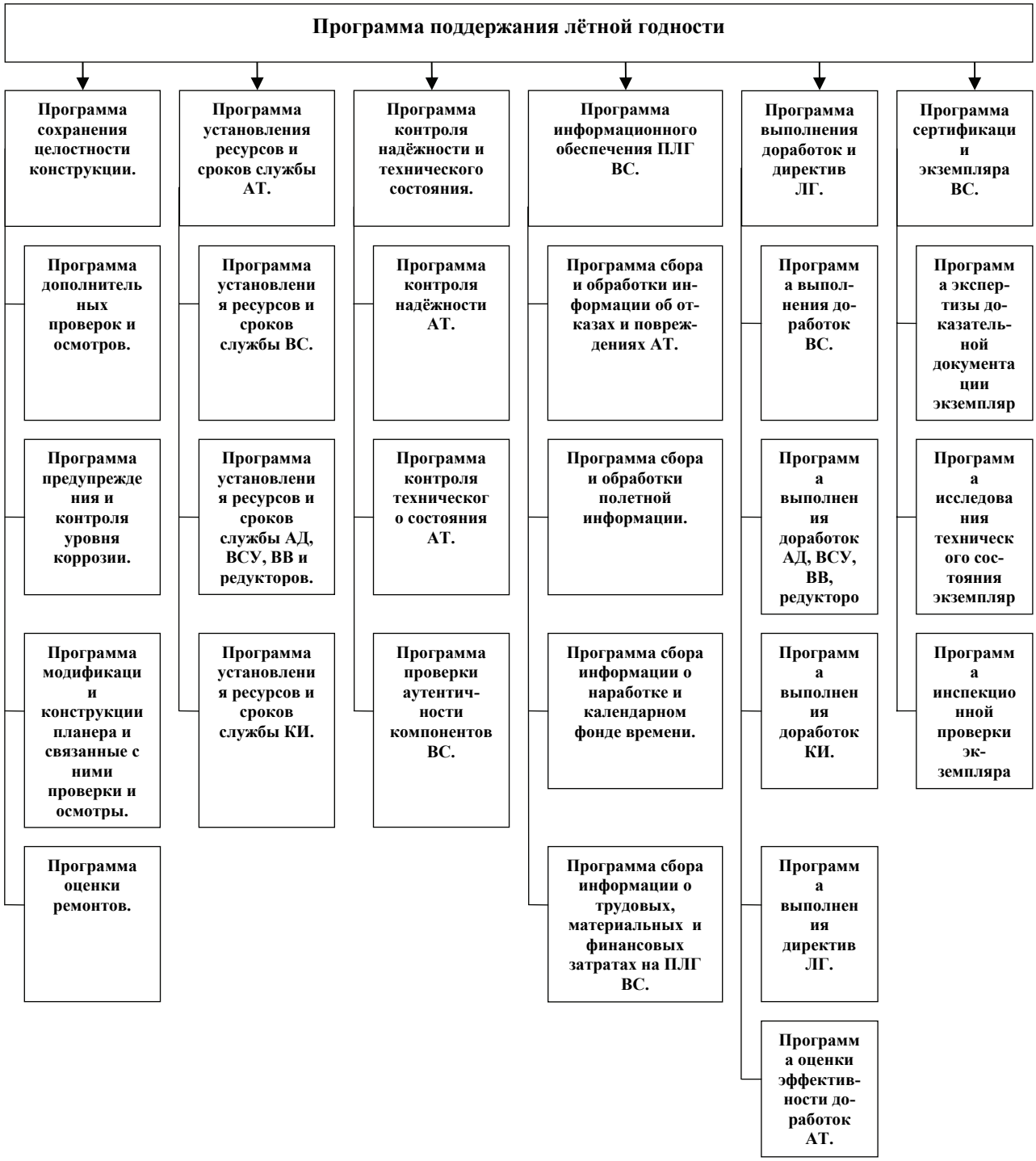


Рис. 1. Структура программы поддержания лётной годности

Программа сохранения целостности конструкции

Эта программа включает конкретную информацию о предотвращении и устранении коррозии [2]. Инициатором разработки программы выступает организация, ответственная за типовую конструкцию ВС. Разработка программы проводится совместно с представителями эксплуатантов и полномочных органов в области лётной годности. При этом полномочный орган определяет, в каком объёме содержание программы является обязательным для исполнения.

Каждый эксплуатант должен пересматривать свою программу ТОиР для включения, при

необходимости, содержащихся в программе сохранения целостности конструкции данных. Указанные данные должны включать описание и указание места повреждения, обозначение конкретного самолёта, соответствующие данные о выполненных на нём модификациях и истории его эксплуатации, наработку с начала эксплуатации, наработку после последнего планового вида ТО или ремонта, способ обнаружения недостатка и его возможную причину.

Программа сохранения целостности конструкции должна как минимум включать:
дополнительные проверки и осмотры; меры предупреждения и борьбы с коррозией; модификации конструкции планера и связанные с ними проверки и осмотры; оценка ремонтов.

Программа установления и продления ресурсов и сроков службы АТ

К числу факторов, оказывающих влияние на ПЛГ ВС, относится принятый порядок установления и продления для них ресурсов и сроков службы всех видов: назначенных, до первого ремонта и межремонтных.

«Временное Положение об организации и проведении работ по установлению ресурсов и сроков службы гражданской авиационной техники», введённое приказом Директора ФАС России от 19.02.1998 г. № 47, является основополагающим руководящим документом для эксплуатантов ВС при организации и проведении работ по продлению ресурсов и сроков службы ВС своего парка.

Положение предусматривает возможность индивидуального установления (продления) ресурса и (или) срока службы ВС, которому должно предшествовать выполнение процедур разработки и утверждения решения по установлению ресурса и срока службы для парка ВС соответствующего типа.

Программа контроля надёжности и технического состояния

Назначение программы состоит в выявлении, оценке и принятии мер в отношении значимых признаков ухудшения характеристик до возникновения неисправности или отказа с тем, чтобы установить требования и контролировать их соблюдение [2].

Стандарты эксплуатационных характеристик надёжности (контрольные уровни и т.д.) устанавливаются на основе статистических исследований опыта эксплуатации совместно с применением экспертных технических оценок. Эти стандарты используются для определения тенденций или моделей картины неисправностей или отказов, имевших место в период действия программы.

Система или компонент считаются «надёжными», если их функционирование подчиняется
ожидаемому закону поведения, и «ненадёжными», если оно отклоняется от этого закона.

Программа контроля уровня надёжности должна включать средства, обеспечивающие на практике достижение прогнозируемого уровня надёжности.

Программа информационного обеспечения поддержания лётной годности

В настоящее время сложилась ситуация, при которой значимыми становятся не только высокие технические характеристики ВС, но и информационное сопровождение её жизненного цикла. Каждый из участников процесса жизненного цикла авиатехники должен:

а) взаимодействовать с остальными, обмениваться информацией и документами;

б) обеспечивать контроль за ПЛГ ВС на основе данных об отказах, неисправностях АТ и нарушениях правил её эксплуатации (приказ Директора ФАС России от 26.06.1997 г. №134,).

Все задачи в системе ПЛГ ВС объединяются одной общей задачей получения достоверной

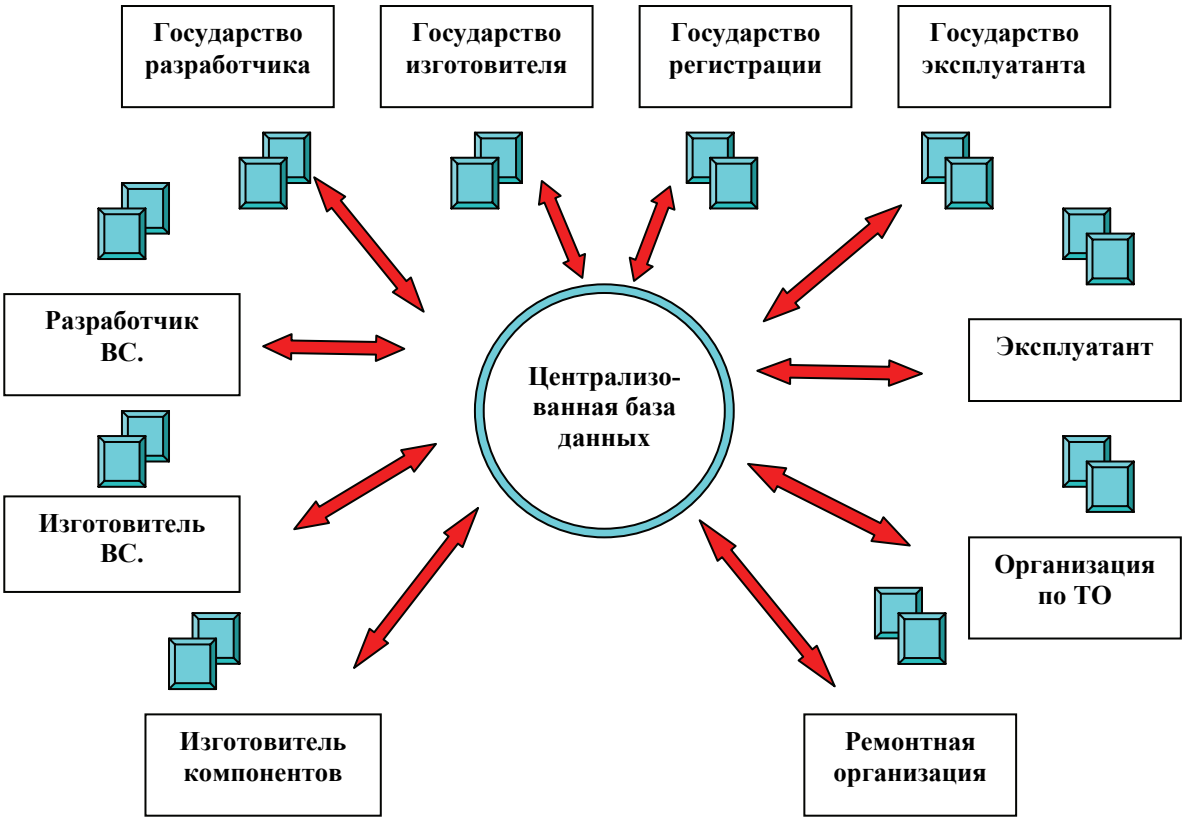
информации о техническом состоянии парка ВС. Основными требованиями к качеству информационного обеспечения являются полнота, достоверность, актуальность, непрерывность информации.

Наиболее рациональным и эффективным является создание автоматизированной централизованной многопользовательской системы сбора, хранения и обработки данных об эксплуатации АТ (Рис. 2.). В данной системе вся поступающая информация накапливается в базе данных, к которой имеют доступ разработчики АТ, эксплуатационные предприятия, серийные и ремонтные заводы, авиационные власти и другие организации, которые несут ответственность и участвуют в обеспечении безопасности полётов и ПЛГ АТ [3].

Применение автоматизированных систем с использованием централизованных баз данных,

позволяющих накапливать, хранить и обрабатывать информацию о процессе эксплуатации различных типов ВС, данные о ресурсном состоянии и истории эксплуатации планера, двигателей, систем и агрегатов, позволяет проводить исследования с целью повышения безопасности полётов и надёжности АТ. Обеспечивается высокая достоверность результатов статистических исследований.

Рис.2. Схема централизованного информационного взаимодействия



Программа выполнения доработок и директив ЛГ

Доработка гражданской АТ по сервисным бюллетеням является важнейшим элементом ПЛГ и повышения уровня безопасности полётов ВС. Разработан стандарт (ГОСТ 31270-2004), который устанавливает порядок выпуска сервисных бюллетеней на гражданскую АТ и выполнение по ним работ. Стандарт также предназначен для зарубежных предприятий и организаций, эксплуатирующих гражданскую АТ, созданную в государствах СНГ. Согласно стандарту:

разовые работы, связанные с устранением причин, вызвавших прекращение эксплуатации
АТ (аварийные работы), а также доработку ограниченного числа экземпляров АТ, допускается выполнять по документации разработчика и (или) изготовителя АТ, утверждённой разработчиком АТ, согласованной с независимой инспекцией разработчика АТ и одобренной специально уполномоченным органом, с последующим обязательным выпуском бюллетеня;

на единичных экземплярах ВС допускается проводить работы по доработе АТ по техническим условиям на модификацию АТ, утверждённым разработчиком ВС, согласованным с независимой инспекцией разработчика и одобренным специально уполномоченным органом.

Бюллетени выпускают двух видов: обязательный и необязательный[4]:

обязательным является бюллетень, содержащий корректирующие действия (доработка конструкции или уточнение ЭД), выполнение которых является необходимым условием обеспечения лётной годности АТ;

необязательным является бюллетень, направленный на улучшение конструкции и характеристик АТ.

Директивы по лётной годности являются средством уведомления владельцев ВС и других заинтересованных лиц о небезопасных и нежелательных условиях, а так же для установления обязательных условий ,при которых изделия можно продолжать эксплуатировать.

Директивы ЛГ делятся на две категории:

срочные директивы, требующие по их получении немедленного выполнения;

директивы менее срочного характера, требующие выполнения в течение относительно более длительного периода.

Содержание директив по лётной годности включает указания типа, модели и серийного заводского номера ВС, двигателя, воздушного винта, оборудования или прибора, на которые распространяется действие директивы. Включаются также срок или периодичность выполнения, описание выявленной проблемы и необходимые меры по её устранению.

Программа сертификации экземпляра ВС

К числу важнейших задач, направленных на ПЛГ ВС, относиться задача сертификации каждого экземпляра ВС, находящегося в эксплуатации. Необходимость сертификации экземпляра ВС обусловлена действующими нормативно – правовыми документами (Doc. 9389 ИКАО; воздушный кодекс РФ, ст.37, п. 7), в соответствии с которыми каждый экземпляр ВС
должен иметь Сертификат ЛГ [5].

Физический смысл сертификации экземпляра ВС состоит в следующем. С момента ввода в массовую эксплуатацию имеют место два одновременно протекающих процесса. Суть первого из них состоит в том, что под действием требований по повышению безопасности полётов и экономической эффективности в типовую конструкцию ВС, постоянно вносятся различные изменения, которые реализуются в конструкции каждого экземпляра ВС. Процессы второго рода связаны с естественным изменением технического состояния конструкции экземпляра ВС под воздействием различных внешних факторов (нагрузок), коррозийного поражения, в результате старения материалов и т.п.

Таким образом, в период эксплуатации фактическое состояние конструкции экземпляра ВС, равно как и его типовая конструкция, оцениваются переменными характеристиками. Однако обеспечение безопасности полётов требует, что для любого момента времени эксплуатации фактическое состояние конструкции экземпляра ВС соответствовало его типовой конструкции. Для этого условия необходимы техническое обслуживание, ремонт и контроль. Так как контроль эксплуатанта недостаточен, обязательно необходим

государственный контроль по ПЛГ ВС. В мировой практике этот контроль реализуется, прежде всего, через сертификацию каждого экземпляра ВС с целью:

оценки степени соответствия определению сертификата лётной годности, приведенному в Воздушном Кодексе России;

контроля соблюдения условий эксплуатации и применения экземпляра ВС, которые зафиксированны в его эксплуатационной документации. Например, при продлении ресурса и срока службы указываются условия их отработки и нарушение этих условий недопустимо;

контроля выполнения директив ЛГ и других нормативных документов в части ПЛГ.

Выдаваемый сертификат ЛГ – это документ, удостоверяющий соответствие экземпляра ВС типовой конструкции и являющийся необходимым условием допуска к лётной эксплуатации данного экземпляра ВС с установленными для него ограничениями. Требования, предъявляемые к экземпляру ВС, сформулированы в Федеральных авиационных правилах «Экземпляр ВС. Требования и процедуры сертификации». Требования направлены на проведение государственного контроля за ЛГ каждого экземпляра ВС, зарегистрированного в Государственном реестре РФ.

Предложенная структура программы ПЛГ ВС может быть использованна при разработке программ ПЛГ конкретных типов ВС в авиапредриятиях.

Список литературы

1. Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М., Тарасов С.П. Сохранение лётной годности воздушных судов: Учебное пособие.- М.: МГТУ ГА, 2004.

2. Руководство по лётной годности. Том 1 и 2, ИКАО, 2001 (Doc.9760).

3. Ерусалимский М.А., Филиппова Е.В. Информационное обеспечение безопасности полётов и надёжности авиационной техники // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность, поддержание лётной годности ВС. №100, 2006.

4. Межгосударственный стандарт ГОСТ 31270-2004. Порядок выпуска сервисных бюллетеней и выполнения по ним работ.

5. Воздушный Кодекс Российской Федерации М.: Авиаиздат, 1997.

СЕКЦІЯ 16.

АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЗБЕРЕЖЕННЯ НА ТРАНСПОРТІ

УДК 629.735.083.06 (045)

А.А. Сильнягин, к.т.н., С.В. Енчев, к.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ВЕРОЯТНОСТНАЯ МОДЕЛЬ ИНФОРМАЦИОННО-РЕЗЕРВИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ СИГНАЛИЗАЦИИ О ПОЖАРЕ ВНУТРИ АВИАДВИГАТЕЛЯ

В работе рассматривается вопросы построения вероятностной триномиальной математической модели информационно-резервированной системы сигнализации о пожаре внутри авиадвигателя. Определены аналитические выражения вероятностей обнаружения и не обнаружения пожара, ложной тревоги.

Пожар, как физическое явление, может проявляться в виде резкого изменения температуры окружающей среды, яркости свечения, химического состава окружающего воздуха и т.д. Очевидно, наиболее достоверную информацию о моменте возникновения пожара может дать комбинированный датчик или система датчиков, мгновенно реагирующих на приведенные проявления, возникающие в момент появления пожара.

Обозначим каждое из перечисленных проявлений пожара или их суммарное проявление через V_i . Тогда принцип работы реального датчика, регистрирующего изменение проявления пожара V_i, можно описать с помощью диаграммы, приведенной на рис. 1.

На рис. 1 с помощью кривых α, β и γ показаны характеристики изменения проявления V_i пожара в зависимости от времени t.

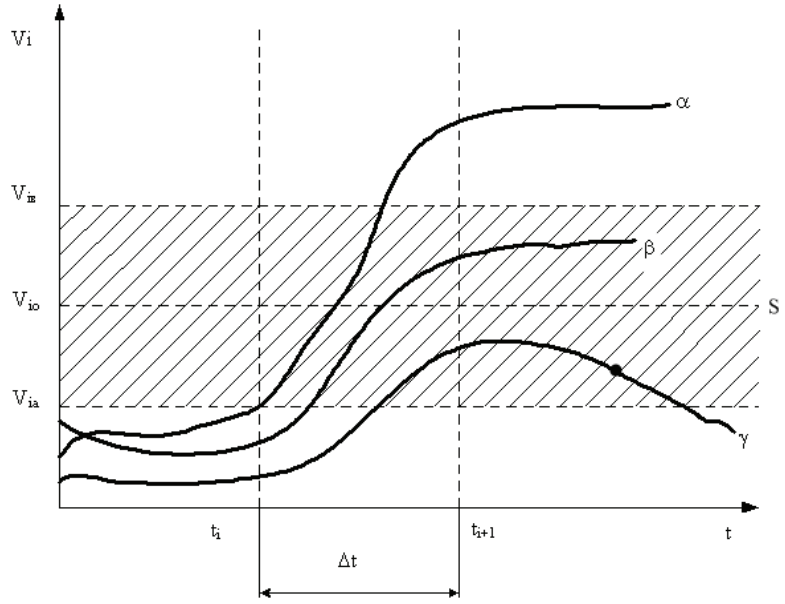


Рис.1. Раскрытие механизма процесса образования информационных потоков

Под V_i условимся понимать температуру окружающего воздуха, световое излучение во время горения, химическое изменение состава окружающего воздуха или их обобщенное состояние. На интервале времени Δt происходит резкое изменение проявления V_i, что указывает на возможность возникновения пожара. Идеальный датчик изменения V_i сработает мгновенно и с высокой степенью достоверности при превышении проявления V_i черты V_{i0}. Этот датчик сработает для кривых α и β, и совсем не среагирует для кривой γ.

Реальный датчик вместо идеального порога срабатывания, представленного на рис. 1 в виде линии V_{i0}, имеет размытую область срабатывания S, простирающуюся по вертикали от значения V_{ia} до $V_{iв}$. Таким образом, реальный датчик может сработать согласно кривой γ, которая показывает такое изменение проявления V_i, когда пожара в действительности нет, т.е. датчик выдаст сигнал пожара, когда такового в действительности нет. Эту ошибку назовем ошибкой первого рода. Реальный датчик не сработает для вида кривой γ, которая

указывает на то, что пожар появился на интервале времени $[t_i, t_{i+1}]=\Delta t$. Это обусловит отсутствие сигнала о пожаре, когда в действительности пожар имеет место. Эту ошибку отнесем к ошибке второго рода.

Для кривой α изменение проявления V_i на интервале Δt реальный датчик сработает правильно и зафиксирует пожар, который появился в действительности. Таким образом, только для кривой α изменения проявления V_i реальный датчик выдаст достоверную информацию о наличии пожара на интервале времени Δt или информацию об отсутствии пожара на интервале времени $[0, t_i]$. Следовательно, информация о пожаре от реального датчика всегда поступает с определенной степенью достоверности, которую можно охарактеризовать тремя вероятностными состояниями: a – вероятность правильного обнаружения пожара; b – вероятность необнаружения; d – вероятность ложной тревоги.

Такая система вероятностей хорошо описывается триномиальным распределением, которое является расширением биномиального распределения, и поэтому для его описания можно применить аналогичную модель [3].

Вероятность того, что для n датчиков k из них вообще не обнаружат необходимой информации о пожаре, $m-k$ датчиков сработают с ложной тревогой и $n-m$ датчиков дадут правильную информацию о контролируемом проявлении V_i пожара. Вероятность такого события можно описать следующим выражением:

$$P(n-m, m-k, k) = C_n^{n-m} \cdot a^{n-m} \cdot C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k, \quad (1)$$

причем $a+b+d=1$.

Функцию $B(x,y,n,a,b,d)$ вероятностей триномиального распределения можно представить следующей зависимостью

$$B(x, y, n, a, b, d) = \sum_{m=0}^{x-1} C_n^{n-m} \cdot a^{n-m} \cdot \sum_{k=0}^{y-1} C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k, \quad (2)$$

причем $x \le n$, $y \le m$.

Предполагается, что все n датчиков имеют идентичные вероятностные характеристики a,b и d. Установлено, что для повышения достоверности работы системы пожарной сигнализации необходимо резервирование датчиков. Поскольку существуют различные системы резервирования датчиков, то для сравнения качества этих резервированных систем необходим единый критерий качества работы таких систем. Работу системы сигнализации, состоящей из реальных резервированных датчиков, можно описать с помощью графа, изображенного на рис. 2.

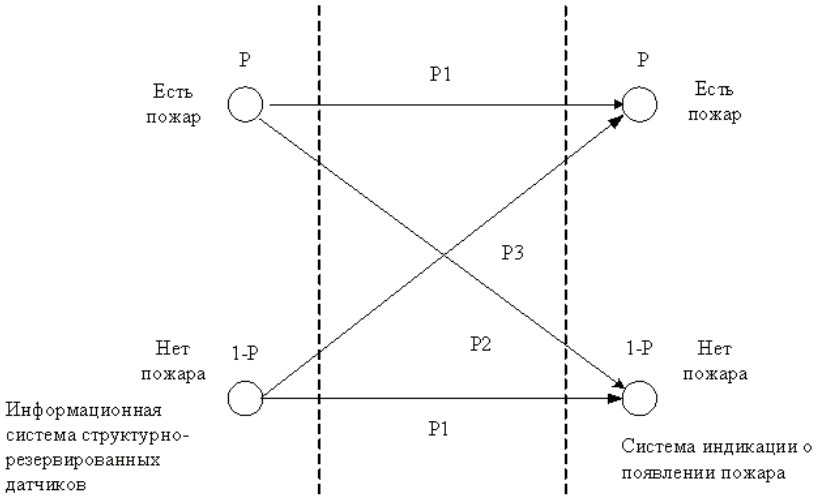


Рис.2. Граф состояний структурно-резервированных датчиков

При этом систему пожарной сигнализации можно представить как бинарный канал связи с помехами [2, 3], когда на передающей стороне, где расположена система структурно-резервированных датчиков, может иметь место явление пожара с вероятностью P или отсутствие такового с вероятностью 1-P.

С помощью системы из n датчиков информация о пожаре или о его отсутствии достоверно передается на приемную сторону, где расположена система индикации о пожаре, с вероятностью P1. Кроме того, в такой системе может иметь место ошибка второго рода (не

обнаружение пожара), которая происходит с вероятностью P2, а также ошибка первого рода (ложная тревога), которая может произойти с вероятностью P3, как это показано на рис 2.

В системе пожарной сигнализации с резервированными датчиками вероятности P1, P2 и P3 функционально зависят от числа датчиков n и от их вероятностных характеристик a, b и d , т.е.

$$P1 = P1(n,a,b,d); \quad P2 = P2(n,a,b,d); \quad P3 = P3(n,a,b,d). \tag{3}$$

Поскольку система пожара сигнализации совершает ошибки первого и второго рода, то будут иметь место экономические потери, связанные с этими ошибками, которые можно представить платежной матрицей

$$\Pi = \begin{vmatrix} 0 & \Pi_{01} \\ \Pi_{10} & 0 \end{vmatrix}, \tag{4}$$

где Π_{01}, Π_{10} – экономические потери, связанные с ошибками первого и второго рода соответственно.

Средние экономические потери при этом определяются байесовским риском B [3], выражаемым следующей зависимостью

$$B = P \cdot \Pi_{01} \cdot P3 + (1-P) \cdot \Pi_{10} \cdot P2 . \tag{4}$$

Учитывая материальные затраты на реализацию системы сигнализации из n резервированных датчиков, определяемые стоимостью C одного датчика и числом n датчиков, можно получить окончательное выражение, определяющее средний риск $B(n)$

$$B(n) = P \cdot \Pi_{01} \cdot P3 + (1-P) \cdot \Pi_{10} \cdot P2 + C \cdot n . \tag{5}$$

Поскольку сумма первых двух слагаемых в выражении (5) является монотонно убывающей функцией в зависимости от n (в противном случае нет смысла осуществлять резервирование), а последнее слагаемое в выражении (5) является монотонно возрастающей функцией от n, то функция $B(n)$ имеет глобальный минимум, определяющий оптимальное число n_{opt} резервируемых датчиков.

Поскольку априорная вероятность P возникновения пожара, как правило, является неизвестной, то можно принять $P = 0{,}5$ [2]. Точное определение экономических потерь Π_{01}, Π_{10} является достаточно сложной самостоятельной задачей. Исходя из того, что на борту ВС в большинстве случаев является в равной степени опасным как ложная тревога, так и необнаружение пожара особенно при «титановых» пожарах, то в первом приближении можно принять $\Pi_{01} = \Pi_{10} = \Pi$.

С учетом изложенного выражение (5) можно упростить:

$$B(n) = P3 + P2 + C_1^* \cdot n , \tag{6}$$

где $C_1^* = \dfrac{2C}{\Pi}$.

Одним из видов резервирования систем является структурно-функциональное и информационное резервирование по принципу мажоритарной логики, согласно которой система сигнализации выдает сигнал о пожаре тогда, когда этот сигнал выдают не менее Q датчиков из n. Причем, величина Q может изменяться $\overline{1,n}$. Если $Q = 1$, все n датчиков объединяются по схеме ИЛИ. Сигнал $F_{1,n}$ о пожаре на выходе системы появится тогда, когда сработает хотя бы один датчик из n.

Если $Q = n$, то все n датчиков объединяются по схеме И. Сигнал $F_{n,n}$ о пожаре на выходе этой системы появится тогда, когда сработают все датчики одновременно.

Если Q изменяется в пределах $1 < Q < n$, то схема соединения датчиков имеет вид, изображенный на рис. 3, на котором резервированные датчики группами объединяются по схеме И.

Число датчиков в каждой группе равно Q, и каждая группа отличается от предыдущей хотя бы одним датчиком. Число таких групп равно числу сочетаний из n по Q, а все эти группы по Q датчиков в каждой объединяются по схеме ИЛИ.

Сигнал $F_{Q,n}$ на выходе схемы (рис.3) появится только тогда, когда будет сигнал на выходе хотя бы одной из групп. Сигнал на выходе каждой группы появляется только тогда, когда есть сигналы от всех датчиков, объединенных в эту группу.

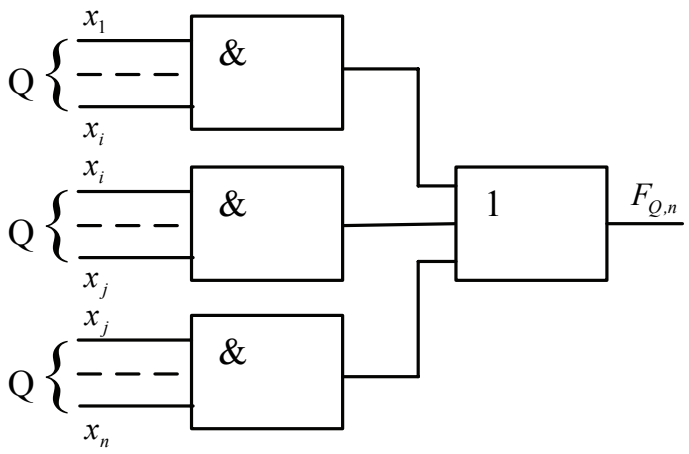


Рис. 3. Схема объединения групп датчиков системы первичной информации (И и ИЛИ)

Зависимости, определяющие значения вероятности $P1$, $P2$ и $P3$ в соответствии с мажоритарной логикой, на основании триномиального распределения, имеют вид:

$$P1 = \sum_{m=0}^{n-Q} C_n^{n-m} \cdot \alpha^{n-m} \cdot \sum_{k=0}^{m} C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k + \sum_{m=n-Q+1}^{n-1} C_n^{n-m} \cdot \alpha^{n-m} \cdot \sum_{k=0}^{n-Q} C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k ; \qquad (7)$$

$$P2 = \sum_{m=n-Q+1}^{n} C_n^{n-m} \cdot \alpha^{n-m} \cdot \sum_{k=n-Q+1}^{m} C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k ; \qquad (8)$$

$$P3 = \sum_{m=n}^{n} C_n^{n-m} \cdot \alpha^{n-m} \cdot \sum_{k=0}^{m-Q} C_m^{m-k} \cdot b^{m-k} \cdot d^k , \qquad (9)$$

причем $P1 + P2 + P3 = 1$. (10)

Выражения (7), (8) и (9) определяют вероятностные характеристики $P1$, $P2$ и $P3$ соответственно для систем резервирования датчиков пожарной сигнализации с мажоритарной логикой.

Выводы:

1. Если стоимость информационной системы существенно меньше стоимости потерь, обусловленных ошибками первого и второго рода, т.е. $C << П$ и большие значения вероятности ошибок $P2$ и $P3$, обусловленные низким качеством датчиков, то величина n_{opt} будет достаточно большой, т.е. необходимо применять большое число структурно-резервированных датчиков низкого качества, чтобы обеспечить высокую эффективность системы пожарной сигнализации, иными словами, чтобы обеспечить малые вероятности ошибок первого и второго рода.

2. Если стоимость информационной системы C соизмерима со стоимостью потерь П, что в принципе должна обеспечить высокая точность системы и малые значения вероятностей $P2$ и $P3$, то оптимальное число n_{opt}, структурно-резервированных датчиков согласно выражению (6) будет небольшим.

Список литературы

1. *ГОСТ 27.002-89.* Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. М.: Изд. стандартов, 1990.

2. *Разработка* методов и способов обобщения функционального, параметрического и структурного резервирования информационных и энергетических каналов логико-динамических систем АО с мажоритарной логикой. /Отчет по НИР 17-К96. – К.: КМУГА, 1996.

3. *Аль Амори, Воробьев В.М., Сильнягин А.А.* Логико-динамическая система мажоритарного типа распознавания титанового пожара авиадвигателей / Тезисы докладов XI СНТК. – К.: КМУГА, 1993.

УДК 629.735.051/52 (045)

В.Н. Казак, д.т.н., проф.
А.Г. Огырь, аспирант
(Национальный авиационный университет, Украина)

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТОМ НА РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

В настоящее время системы управления вертолетов почти любого класса основаны на применении гидравлических рулевых приводов, включенных по необратимой схеме. Это исключает воздействие на летчика значительных по величине нагрузок в цепи управления, определяемых шарнирными моментами лопастей несущего и рулевого винтов с постоянными и переменными составляющими.

Современные системы автоматического управления (САУ) вертолетов состоят из автопилота и системы автоматического управления траекторным движением. Стабилизация угловых положений, барометрической высоты и приборной скорости полета обеспечивается автономной работой автопилота. Другие режимы управления траекторией выполняет САУ при взаимодействии с соответствующими информационными системами вертолета: радиовысотомером (РВ), допплеровским измерителем составляющих путевой скорости полета и угла сноса (ДИСС) и другими.

Специфической особенностью вертолетных автопилотов является то, что они выполняются четырехканальными. Кроме трех традиционных для летательных аппаратов (ЛА) каналов управления угловыми движениями имеется еще канал высоты. Автопилот работает не только в режимах автоматического управления и стабилизации заданных параметров движения, но и совместно с летчиком, выполняя функции системы улучшения характеристик устойчивости и управляемости (СУУ) вертолета. При автоматическом управлении наиболее характерными режимами являются:

– стабилизация угловых положений вертолета по тангажу, крену и курсу;
– стабилизация барометрической и истинной высоты полета;
– стабилизация приборной скорости полета;
– обеспечение режима висения над заданной точкой местности;
– стабилизация заданного путевого угла и другие.

Принципы формирования законов автоматического управления вертолетом аналогичны законам САУ самолета: вырабатывается основной сигнал по отклонению управляемого параметра от заданного значения и по скорости его изменения. Как и на самолете, существует “внутренний” контур ориентации углового положения вертолета и “внешний” контур управления – траекторный, работающий через “внутренний”.

При включенных пультах управления автопилотом и при отсутствии воздействия летчика на рычаги управления, которые находятся в балансировочном положении, реализуются следующие законы стабилизации углового положения вертолета по сигналам с гировертикали (ϑ и γ) и курсовой системы (ψ):

– по тангажу – в виде выражения

$$\left.\begin{aligned} &\delta_m = \delta_{тл} + \delta_{та};\\ &\delta_{тл} = K_1 x_m;\\ &\delta_{та} = K_m^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_з) + K_m^{\omega_z}\omega_z = (K_m^{\vartheta} + K_m^{\omega_z} p)\Delta\vartheta + K_m^{x_m} x_m, \end{aligned}\right\} \qquad (1)$$

где $\vartheta_{тл}$ – отклонение от летчика;

$\vartheta_{та}$ – отклонение от автопилота;

$\vartheta_з = \vartheta_0 - K_{\vartheta}^{x_m} x_m$, $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_0$, $K_m^{x_m} = K_m^{\vartheta} K_{\vartheta}^{x_m}$, ϑ_0 – тангаж вертолета в момент включения автопилота;

K_1 – коэффициент передачи системы управления от ручки до автомата перекоса.

– по крену

$$\delta_{ка} = K_к^{\gamma}(\gamma - \gamma_0) + K_к^{\omega_x}\omega_x, \tag{2}$$

где γ_0 – крен в момент включения автопилота или при отпускании кнопки “Триммер”;

– по курсу

$$\varphi_{РВа} = K_н^{\psi}(\psi - \psi_0) + K_н^{\omega_y}\frac{T_н p}{T_н p + 1}\omega_y, \tag{3}$$

где ψ_0 – курсовой угол в момент включения автопилота или снятия ног с педалей.

Режим стабилизации высоты обеспечивается через управление положением ползуна автомата перекоса по закону, который запишем без учета фильтров, обычно используемых для давления “шумов”:

$$h_{ва} = -(K_в^{H}\Delta H + K_в^{\dot{H}}\Delta\dot{H}), \tag{4}$$

где $\Delta H = H - H_0$ – сигнал отклонения высоты от заданной H_0, соответствующей высоте в момент включения режима.

Составляющая $K_в^{\dot{H}}\Delta\dot{H}$ обеспечивает демпфирование колебаний вертолета по высоте. Передаточная функция замкнутого контура будет иметь выражение:

$$\Phi_{\frac{H}{H_0}}(p) = \frac{W_{АП}(p)W_{РА}(p)W_{РП}(p)W_в(p)}{1 - W_{АП}(p)W_{РА}(p)W_{РП}(p)W_в(p)} \tag{5}$$

Для вертолета с автоматической стабилизацией частоты вращения несущего винта (НВ) можно принять

$$W_в(p) = W_{\frac{H}{h_в}}(p) = \frac{\overline{Y}^{h_в}}{p(p + \overline{Y}^{V_y})}, \tag{6}$$

где $\overline{Y}^{h_в} > 0$, $\overline{Y}^{V_y} > 0$.

В соответствии с законом (4) передаточная функция автопилота запишется

$$W_{АП}(p) = -(K_в^{H} + K_в^{\dot{H}}p). \tag{7}$$

При идеальных свойствах КАУ процесс выдерживания высоты будет характеризоваться передаточной функцией

$$\Phi_{\frac{H}{H_0}}(p) = \frac{\overline{Y}^{h_в}}{p^2 + 2n_н p + \Omega_н^2}, \tag{8}$$

где $n_H = \dfrac{K_в^{H}\overline{Y}^{h_в} + \overline{Y}^{V_y}}{2}$ – коэффициент демпфирования,

$\Omega_H = \sqrt{K_в^{H}\overline{Y}^{h_в}}$ – собственная частота колебаний вертолета по высоте.

Увеличение передаточного числа $K_в^{H}$ ведет к росту собственной частоты Ω_H и, следовательно, к повышению точности стабилизации высоты. При этом за счет выбора коэффициента $K_в^{H}$ можно обеспечить необходимое качество переходного процесса, характеризуемого относительным коэффициентом затухания $\xi_H = n_H\Omega_H$. Однако увеличение передаточных чисел автопилота ограничено из-за возможной потери устойчивости замкнутого контура при наличии запаздываний в передаче управляющего сигнала x_y автопилота.

На вертолете при включенном только пульте управления автопилота ПУ-В реализуется режим стабилизации барометрической высоты, при этом сигнал $\Delta H = \Delta H_б$ поступает с корректора высоты. Составляющую, пропорциональную $\dot{H}$, получают обычно дифференцированием этого сигнала. Режим стабилизации барометрической высоты нельзя

использовать на малых высотах из-за возможных отказов САУ и на больших скоростях полета из-за опасности “перетяжеления” НВ.

При полете над слабопересеченной местностью, а чаще всего на режимах висения может быть использован режим стабилизации истинной высоты, который включается с пульта САУ. В этом случае сигнал отклонения от заданной высоты над местностью получают с высотомера $\Delta H = \Delta H_{PB} = H_{PB} - H_0$, а составляющую по $\dot{H} = W_y$ – с ДИС. При этом закон управления (4) может быть записан в виде

$$h_{ва} = -(K_в^H \Delta H_{PB} + K_в^{\dot{H}} W_y) = -K_в^{\dot{H}} (W_y - W_{уз}) \qquad (9)$$

где $W_{уз} = -\dfrac{K_в^H \Delta \dot{H}_{PB}}{K_в^{\dot{H}}}$ – заданная вертикальная скорость.

Включение режима стабилизации приборной скорости полета используют при длительных полетах по маршруту на установившихся крейсерских скоростях. Управление осуществляется через канал тангажа по закону:

$$\left.\begin{aligned} &\delta_{та} = K_m^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_з) + K_m^{\omega_z}\omega_z; \\ &\vartheta_з = \vartheta_{бал} + \Delta\vartheta_V; \\ &\Delta\vartheta_V = K_\vartheta^V \Delta V_{пр} = K_\vartheta^V (V_{пр} - V_{пр0}), \end{aligned}\right\} \qquad (10)$$

где $\Delta V_{пр}$ – сигнал с корректора задатчика приборной скорости полета;

$\vartheta_{бал}$ – балансировочное значение угла тангажа в момент включения режима.

Структурная схема замкнутого контура, соответствующего данному закону управления, показана на рис. 1, где $W_{\vartheta/\delta_m}(p)$ и $W_{V/\vartheta}(p)$ – передаточные функции вертолета, по соответствующему параметру управления $W_{АП}(p) = -(K_m^{\vartheta} + K_m^{\omega_z} p)$.

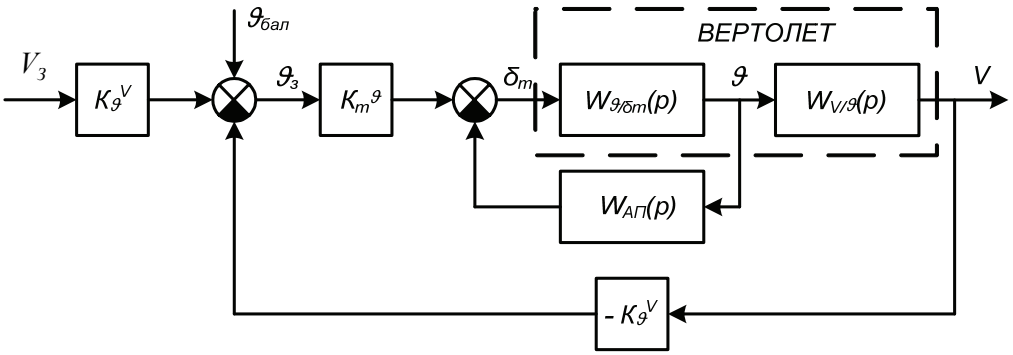


Рис. 1. Структурная схема замкнутого контура управления

Отклонение приборной скорости полета от заданной $V_{пр0}$ ведет к такому наклону вектора тяги НВ и к изменению угла тангажа, которое способствует возвращению вертолета на исходный режим полета. Следует отметить, что в законе (10) отсутствует сигнал по $\Delta\dot{V}_{пр}$ в непосредственном виде, обеспечивающий демпфирование колебаний скорости полета. Эту роль выполняет составляющая по тангажу $\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_з$, так как величина $\Delta\dot{V}_{пр} \infty \Delta\vartheta$.

Для вертолета характерным режимом является режим висения над заданной точкой местности, устраняющей перемещение вертолета в горизонтальной плоскости. Законы управления углом установки тарелки автомата перекоса по каналам тангажа и крена в общем случае имеют вид:

$$\left.\begin{aligned} &\delta_{та} = K_m^{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_з) + K_m^{\omega_z}\omega_z; \\ &\vartheta_з = \vartheta_{бал} + \Delta\vartheta_x; \\ &\Delta\vartheta_x = K_\vartheta^x X + K_\vartheta^{\dot{x}} \dot{X}, \end{aligned}\right\} \qquad (11)$$

где $\vartheta_{бал}$ – балансировочный угол тангажа в момент включения режима;

X – продольное смещение вертолета относительно заданной точки на местности;

$$\left.\begin{aligned} \delta_{ка} &= K_к^{\gamma}(\gamma - \gamma_з) + K_к^{\omega_x}\omega_x; \\ \gamma_з &= \gamma_{бал} + \Delta\gamma_z; \\ \Delta\gamma_z &= K_{\gamma}^{z} Z + K_{\gamma}^{\dot{z}}\dot{Z}, \end{aligned}\right\} \qquad (12)$$

где $\gamma_{бал}$ – балансировочный крен в момент включения режима;

Z – боковое смещение вертолета.

Величины управляющих воздействий по $\Delta\vartheta_x$ и $\Delta\gamma_z$ в законах (11), (12) обычно ограничены значениями в пределах $max|\Delta\vartheta_x| \le 5^\circ$ и $max|\Delta\gamma_z| \le 5^\circ$ для предотвращения опасной потери высоты из-за возможного "перетяжеления" НВ. Структурная схема замкнутого контура для канала тангажа, соответствующая закону управления (11), представлена на рис.2, где $W_{\vartheta/\delta_m}(p)$ и $W_{V/\vartheta}(p)$ – передаточные функции вертолета, $W_{АП}(p) = -(K_m^{\vartheta} + K_m^{\omega_z} p)$, $W_{САУ}(p) = -(K_{\vartheta}^{x} + K_{\vartheta}^{x} p)$.

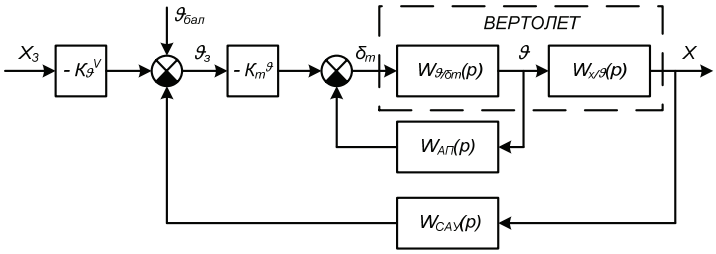


Рис. 2. Структурная схема замкнутого контура для канала тангажа

Точность выдерживания заданных координат над точкой зависания в автоматическом режиме существенно зависит от точности измерения составляющих путевой скорости W_z и W_y и точности счисления координат x и z.

ВЫВОДЫ. Рассмотренные выше законы управления: стабилизация угловых положений вертолета, скорости и высоты полета; висение над точкой местности – являются статическими, поэтому они не обеспечивают точного выдерживания заданных значений параметров полета при действии несбалансированных моментов на вертолет. При этом важнейшим требованием к САУ вертолета является введение режимов совмещенного управления, обеспечивающих улучшение характеристик устойчивости и управляемости вертолета при ручном пилотировании. Эти функциональные режимы возлагаются на автопилот, который является подсистемой САУ и пилотажного комплекса вертолета и требует дополнительного исследования с целью повышения качества выдерживания заданных режимов полета вертолета.

Список литературы

1. Володко А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов. – М.: Транспорт, 1986. – 223с.

2. Красовский А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. – М.: Машиностроение, 1971. – 464 с.

3. Голованов Н.А., Зайцева Н.А., Кочнева Е.В., Ткачева Т.П. Двухступенчатый фильтр для решения задачи "висение". – М.: Научтехлитиздат, "Авиакосмическое приборостроение", 2002. №5. – с. 31-35.

УДК 001.76:629.73(045)

Ю.А. Захарченко (Національний авіаційний університет, Україна)
В.І. Литвиненко, к.т.н. (Херсонський національний технічний університет, Україна)

ОПТИМІЗАЦІЯ ПЛАНУВАННЯ ПРОЦЕСІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ ЗА ДОПОМОГОЮ ШТУЧНИХ ІМУННИХ СИСТЕМ

У роботі описана проблема пошук кращого розподілу ресурсів та календарного планування процесів модернізації авіаційної техніки за допомогою клонального імунного алгоритму. Розглянутий метод розв'язку задачі управління проектами модернізації авіаційної техніки на основі імунних алгоритмів показує досягнення необхідної достовірності результатів планування проведення її модернізації та обґрунтованість практичних рекомендацій

У сучасних умовах модернізація авіаційної техніки (АТ) є пріоритетним направленням для більшості країн світу, у зв'язку з тим, що витрати на неї, зазвичай, не перевищують 10-20% від вартості нової АТ. Її актуальність, у першу чергу, пов'язана з різким зростанням ринкової вартості нової АТ, світовою економічною кризою й безперервним процесом старіння авіаційного парку.

Під модернізацією АТ розуміється відновлення морально й фізично застарілих зразків АТ на основі заміни конструкції, елементної бази, матеріалів і технологій виготовлення з метою поліпшення їх характеристик і підвищення ефективності застосування.

Модернізація АТ передбачає рішення комплексу завдань, пов'язаних з обґрунтуванням її необхідності, визначенням оптимальних варіантів модернізації АТ і формуванням оптимальних планів її проведення.

Рішення даного комплексу завдань модернізації вимагає розробки основних методів рішення й створення комплексного методичного забезпечення, від рівня якого залежить обґрунтованість прийнятих рішень на модернізацію, а також рівня приросту ефективності й витрат на її реалізацію. До складу такого забезпечення крім методів повинні входити методики, алгоритми й критерії.

Якщо для рішення завдань модернізації АК, пов'язаних з обґрунтуванням її необхідності й визначенням оптимальних варіантів модернізації АК, методичне забезпечення в основному розроблене, то завдання формування оптимальних планів проведення модернізації АК в умовах ризиків (невизначеності забезпечення ресурсами) вимагає свого рішення. Два класи завдань модернізації АТ при різних умовах забезпечення ресурсами представлені на рис.1.

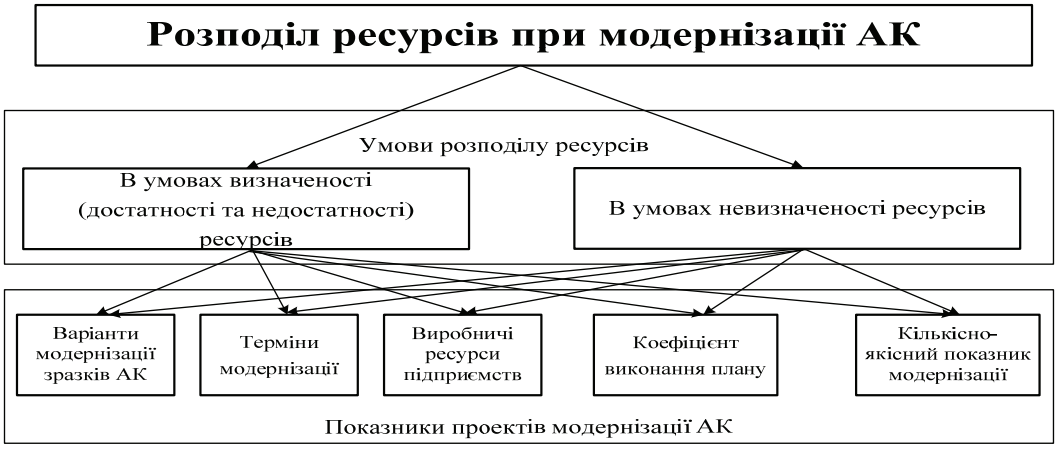


Рис. 1. Два класи завдань розподілу ресурсів при модернізації АТ і їх показники

Відзначене завдання (його ще називають – завданням розподілу ресурсів при модернізації АК, керування проектами модернізації й ін.) на практиці вирішується в різних

умовах матеріального й фінансового забезпечення. При цьому можливі випадки достатнього й недостатнього забезпечення ресурсами, а також надходження цих ресурсів в умовах невизначеності.

При цьому існує взаємозв'язок між завданнями визначення оптимальних варіантів модернізації АК і керування проектами модернізації. Важливими результатами рішення таких завдань для різних умов реалізації на етапі планування є визначення оптимальних варіантів модернізації АК, необхідних тимчасових термінів, обсягів фінансування, виробничих ресурсів, а також основних показників проекту модернізації парку АК.

В умовах прийняття рішень на реалізацію проектів модернізації парку АК (з обліку виділених обсягів фінансування, заданої чисельності АК, які модернізуються) завдання реалізуємості проектів модернізації має пріоритет над завданням синтезу й може вносити в її рішення певні корективи (обмеження). Наприклад, за недостатності фінансових ресурсів на реалізацію проекту модернізації АК можливе скорочення кількості модернізуємих АК, а також вибір варіантів їх модернізації зі скороченим (спрощеним) складом устаткування та ін.

Задача управління проектами модернізації й формування оптимальних (раціональних) планів її проведення є однією з важливих задач модернізації АТ. Від результатів її розв’язання залежать показники ефективності проекту й витрати на її проведення [2]. Рішення даного завдання представляє певну складність, пов'язану з наявністю факторів невизначеності при забезпеченні виконання проекту модернізації АК для різних обсягів і термінів поставки ресурсів (наприклад, фінансових).

Результатом рішення даного завдання є оптимальний (раціональний) розподіл ресурсів між роботами й виконавцями при плануванні й управлінні проектами модернізації АТ.

Для рішення завдання такого типу розроблений метод і моделі рішення завдання управління проектами модернізації АК на основі імунних алгоритмів [2,3]. Застосування даного методу дозволило знизити помилки при плануванні модернізації АТ і підвищити обґрунтованість практичних рекомендацій.

З урахуванням того, що завдання складання розкладу й оптимізації при управлінні проектами є N-p складною задачею дискретної оптимізації, для її розв’язання запропонований евристичний метод на базі клонального імунного алгоритму [4,5].

Для побудови клонального імунного алгоритму визначені: вид подання рішення завдання у вигляді антитіл (індивідуумів), функція афінності й процедура репродукції, яка включає оператори відбору, клонування й мутації антитіл [5,6].

Одним з найбільш зручних подань рішення розглянутого завдання є тривимірна матриця, осями якої відповідно є: типи АК, розподілені щодо виробничих потужностей для виконання модернізації; варіанти модернізації кожного типу АК; роботи з виконання процесу модернізації.

Для реалізації алгоритму клонального відбору при розробці плану модернізації весь перелік робіт з модернізації АК і їх ресурсні обмеження формалізовані у вигляді антитіл. Такий вид формалізації являє собою послідовність плану робіт із вказівкою виконання або невиконання певних робіт на даному етапі проведення модернізації. Загальний вид клонального імунного алгоритму формування розкладів робіт з модернізації АТ наведений на рис.2.

На основі оцінки переліків робіт методом неповного перебору формується результуючий календарний план проекту. Важливою умовою такої формалізації є виконання вимоги по забезпеченню унікальності всіх генів антитіла, тобто включення їх у розклад кожної роботи або ресурсу тільки один раз при виконанні всіх робіт проекту модернізації АК.

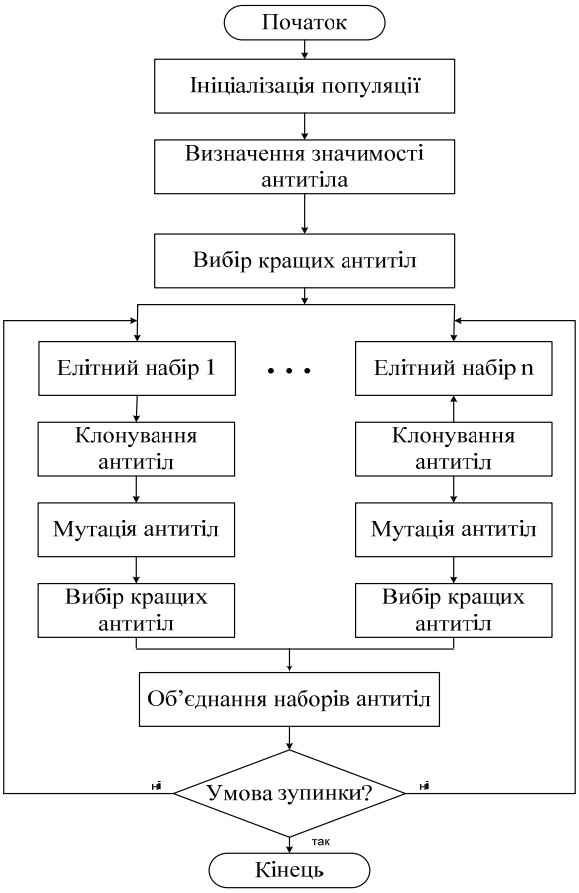


Рис.2. Загальний вид клонального імунного алгоритму для формування розкладів при виконанні робіт з модернізації АТ

На рис. 3 залежно від кроку ітерації модифікованого імунного алгоритму (вісь X) і часу, за який досягається оптимальне рішення для завдання планування (вісь Y), наведена швидкість збіжності алгоритму залежно від розміру початкової популяції. З аналізу графіків випливає, що найшвидша збіжність виходить при розмірі популяції більше, ніж 100 особин (варіантів плану). Знаходження найбільш оптимального варіанта розкладу за часом також відповідає початковим популяціям, які включають 100 і більше антитіл.

Для порівняльної оцінки різних алгоритмів при рішенні завдання планування модернізації АК проведена їх оцінка на швидкість збіжності. Порівнювалися три алгоритми: простий імунний алгоритм клонального відбору, генетичний алгоритм і модифікований імунний алгоритм для рішення завдання календарного планування процесу модернізації АК.

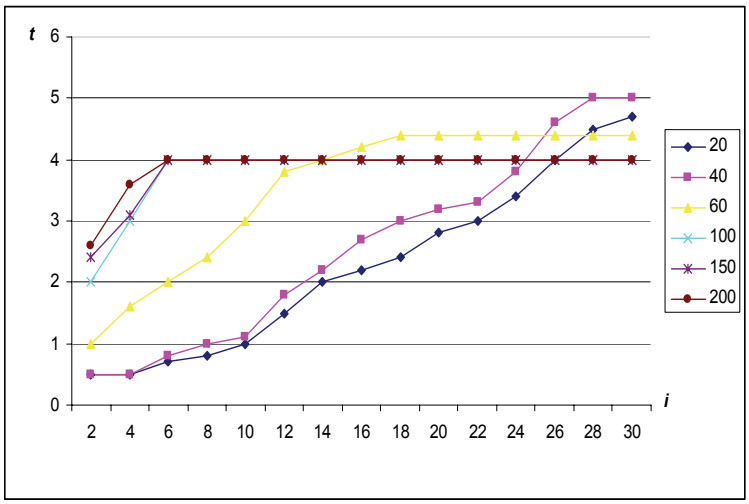


Рис. 3. Швидкість збіжності алгоритму залежно від розміру початкової популяції

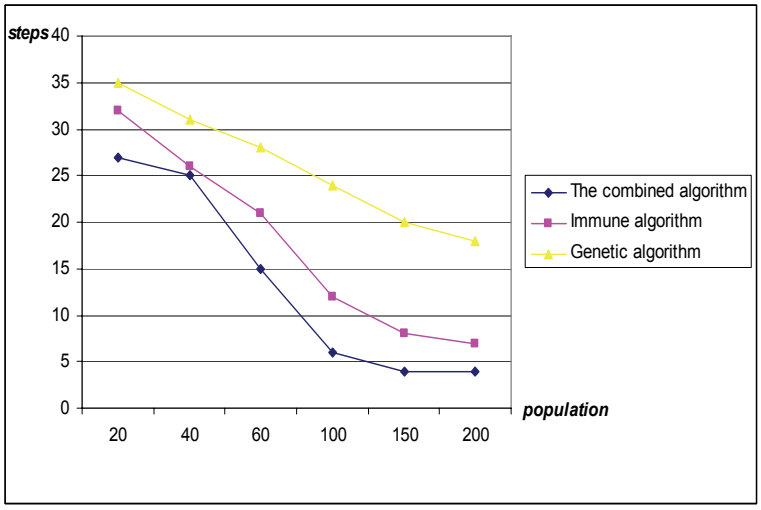


Рис.4. Швидкість збіжності різних алгоритмів

З аналізу отриманих результатів (рис. 4) випливає, що найбільш високу швидкість збіжності показують імунний алгоритм і модифікований імунний алгоритм.

Висновки

Таким чином, у результаті проведених досліджень розроблена концептуальна модель побудови планів модернізації АК і запропоновані методи рішення завдання на основі використання алгоритмів штучних імунних систем. Застосування даного методичного підходу на практиці дає можливість забезпечити необхідний рівень вірогідності результатів планування при обґрунтуванні планів модернізації і мінімізувати необґрунтовані витрати ресурсів.

Список літератури

1. *Самков О.В.* Методичні складові щодо вирішення задач модернізації парку авіаційної техніки в сучасних умовах//Вісник НАУ.– 2008.– №1.– С.22–25.

2. *Самков О.В.,Литвиненко В.І., Ломаваць кий І.Є., Захарченко Ю. А*. Оптимізація розподілу фінансів між проектами на основі клонального імунного алгоритму// Інтелектуальні системи прийняття рішень та проблеми обчислювального інтелекту: Матеріали науково - практичної конференції. – Євпаторія: ХНТУ.– 2008. – Т. 3. – С.182–189.

3. *Ю.А. Захарченко, С.Ю. Качур, О.В. Корнієнко та ін*. Методика вирішення завдань управління проектами модернізації авіаційної техніки// Вестник Херсонского національного технического университета, №1(34), 2009. С. 42–46.

4. *Mori K., Tsukiyama M., Fukuda T.* Immine algorithm and its application to factory load dispatching planning// 1993 JAPAN – USA Symp. On flexible Automation, 1994. P. 1343–1346.

5. *Doyen A., Engin O., Ozkan C.*, “A New Artificial Immune System Approach to Solve Permutation Flow Shop Scheduling Problems”, Turkish Symposium on Artificial Immune Systems and Neural Networks TAINN’03, 2003.

6. *de Castro Leonardo N and Timmis Jonathan*. Artificial Immune Systems: A new computational intelligence approach. – Great Britain, 2002. – 357 p.

7. *Hart E. and Ross P.*. An immune system approach to scheduling in changing environments. In GECCO-99: Proceedings of the Genetic and Evol. Comp. Conference. Morgan Kaufmann.

УДК 629.735.33 – 519(045)

О.К. Горбач, аспірант, А.Й. Вакарова,
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ РАЗВИТИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены основные сферы применения беспилотных летательных аппаратов. Показаны классификации беспилотных летательных аппаратов ведущих стран. Проведен анализ основных публикаций по теме разработки летательных аппаратов с использованием солнечных элементов.

Бурное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) за последние десятилетия привлекает внимание специалистов из-за их многообещающего потенциала применения в военных и гражданских целях. Актуальность модернизации существующих и разработка новых экземпляров беспилотных авиационных систем (БАС) определяется постоянным расширением сфер их применения [1]:

1. Обнаружение малоразмерных объектов: воздушных; надводных; наземных.
2. Управление воздушным движением: в труднодоступных районах; при стихийных бедствиях и авариях; на временных воздушных трассах в авиации народного хозяйства.
3. Контроль морского судоходства: поиск и обнаружение суден; предупреждение аварийных ситуаций в портах; контроль морских границ; контроль правил рыболовства.
4. Развитие региональных и межрегиональных телекоммуникационных сетей: системы связи, в том числе мобильные; телерадиовещание; ретрансляция; навигационные системы; оповещения о стихийных бедствиях и др.
5. Аэрофотосъемка и контроль земной поверхности: аэрофотосъемка (картография); инспекция соблюдения договорных обязательств; режим «открытого неба»; контроль гидро-, метеосостояния; контроль активно излучающих объектов, контроль ЛЕП.
6. Контроль экологического состояния: радиационный контроль; газохимический контроль; контроль состояния газо- и нефтепроводов; опрос сейсмических датчиков; обнаружение нефтяных или ядовитых веществ на воде и мониторинг их размеров и направлений движения.
7. Обеспечение сельскохозяйственных работ и геологоразведки: определение характеристик грунта; разведка полезных ископаемых; под поверхностное (до 100 м) зондирование Земли.
8. Океанология: разведка ледяного состояния; наблюдение за волнением моря; поиск косяков рыб; наблюдение за миграцией морских животных и птиц.

Опыт практического гражданского и военного применения БПЛА в различных странах позволяет сформировать перечень задач, определить типы и упорядочить классификацию БПЛА. Современные БПЛА различаются по множеству показателей: виду, типу, массе, продолжительности и дальности полета, селевому назначению, способу создания подъемной силы и т.д. Многообразие БПЛА породило необходимость создания их систем классификации, без которых невозможно эффективное управление развитием парка беспилотной авиации.

В настоящее время в мире существует ряд систем классификации БПЛА. В США система классификации для разведывательной беспилотной авиации разрабатывалась на основе определения тактико-технических и оперативно-тактических требований. Недостаток такого похода – отсутствие оценки новых групп БПЛА по их конструкторским особенностям. В европейской классификации распределение БПЛА выполняется по масштабам выполняемых задач, взлетной массе, дальности и продолжительности полета, типу двигателя. Однако в ней отсутствуют БПЛА оперативно-тактического назначения (рис. 1). Известные российские системы классификации БПЛА отличаются учетом более

широкого перечня показателей [5]. Из выше изложенного можно сделать вывод, что наиболее важными классификационными признаками являются целевое предназначение, область применения, дальность действия, скорость, высота и продолжительность полета.

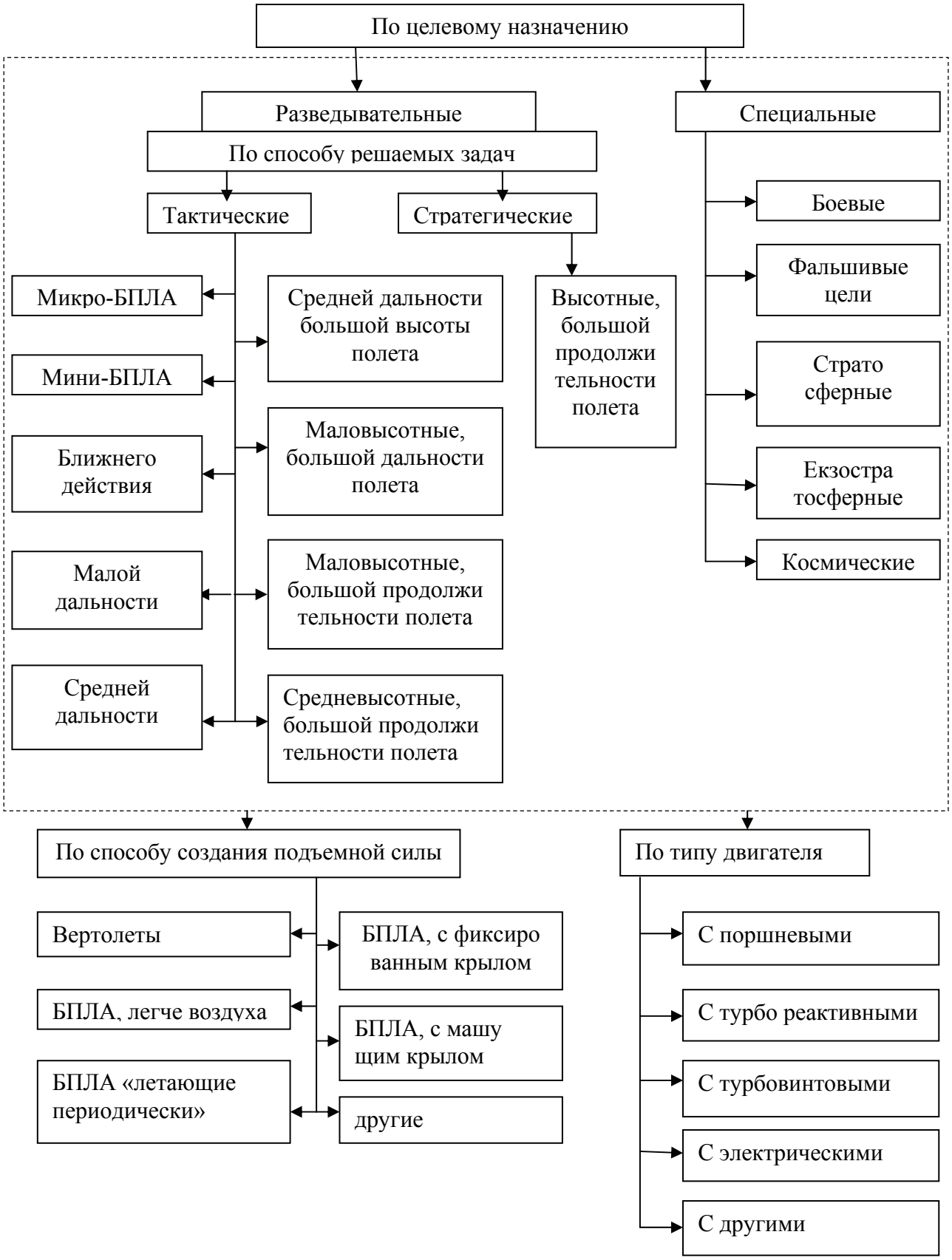


Рис. 1. Фрагмент европейской классификации БПЛА.

Проект украинской системы классификации БПЛА вобрал в себя положительный опыт существующих систем и устранил ряд их недостатков. Данная система отвечает современным требованиям к БПЛА и имеет определенные преимущества, среди которых выделяются простота и логическое представление типов БПЛА с учетом летно-технических и тактико-технических характеристик. Фрагмент классификации приведен на рис. 2.

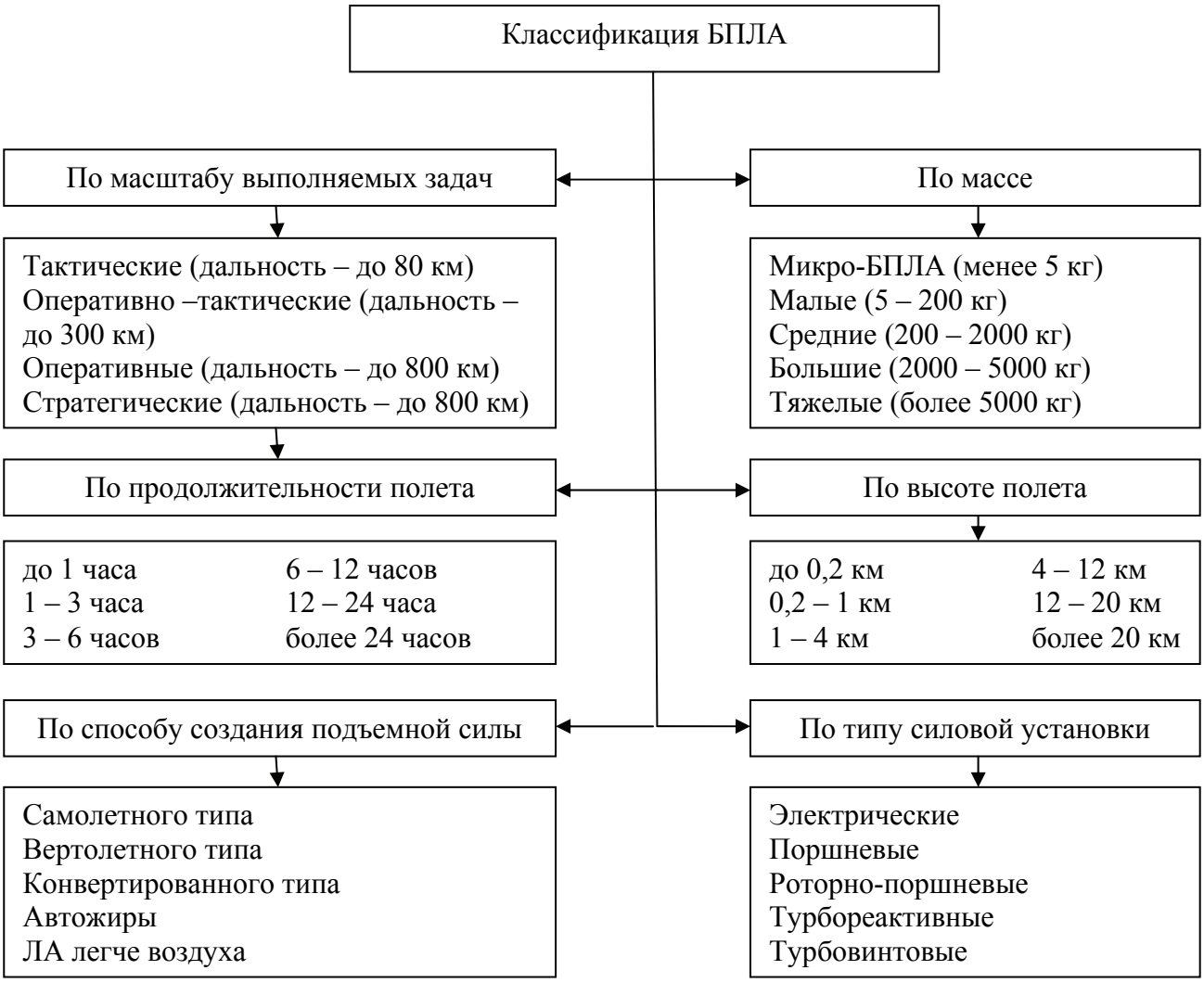


Рис. 2. Один из вариантов возможной украинской классификации БПЛА

Сегодня более 30 стран мира занимаются разработкой, производством, использованием и экспортом БПЛА различного класса и назначения, среди них четко определились мировые лидеры. Это США, Израиль, Российская Федерация и Китай. В результате четырехлетних исследований специалистов министерства обороны США, штабов воздушных сил, сухопутных войск, морской пехоты, ЦРУ была разработана стратегия развития БПЛА на период 2005 - 2030 гг. В нем сформулирована военно-техническая политика развития БПЛА на данный период, показаны приоритеты, перспективы разработки и закупки основных типов БПЛА. [2].

Исследования показали, что уникальный научный и производственный потенциал Украины в разработке и создании БПЛА не используется в полной мере. За годы независимой Украины ни одно министерство или ведомство не смогло завершить разработку БПЛА, несмотря на наличие научных, производственных и испытательных организаций, способных разрабатывать и производить мини и тактические БПЛА. Огромный перечень государственных предприятий и организаций, которые занимаются разработкой БПЛА в Украине можно найти в научной литературе [2]. Это говорит о достаточно солидном научном, техническом и технологическом потенциале Украины.

В настоящее время существует ряд технических проблем, которые сдерживает более широкое использование БПЛА для выполнения боевых задач. Это обеспечение качественной, в реальном времени и без искажения, передачи информации по каналам связи между БПЛА и пунктом управления. Важной является также проблема распознавания целей при применении ударных средств и разведке. Не менее актуальным и важным для обеспечения требуемой дальности, продолжительности и повышения полезной загрузки является решение проблемы поиска новых высокоэффективных топлив для силовых установок. Особый интерес представляет исследование и развитие БПЛА с электрическими двигательными установками, поиск нетрадиционных источников электроэнергии и применение солнечных элементов для их питания, а также разработка электрических батарей.

Публикации по теме разработки летательных аппаратов с использованием солнечных элементов можно встретить в зарубежных научных изданиях. Проанализируем наиболее примечательные из них:

Solar Challenger. Летательный аппарат американского разработчика Пола Макриди [3] с максимальной мощностью силовой установки 2,5 кВт преодолел Английский Канал 7 июля 1981 года только за счет использования солнечной энергии.

Solair 1 Гюнтера Рочельта совершил полет с установленными 2500 фотоэлектрическими элементами, что позволяет генерировать мощность 2,2 кВт.

Sunseeker, Эрика Рэймонда пересек США в 21 этап. Самым длительный перелет составил 400 км. Вес летательного аппарата около 89 килограмм и оборудован он солнечными элементами из аморфного кремния.

Алан Кокони совершил 48-часовой непрерывный полет на беспилотном летательном аппарате с 5-метровый размахом крыла, силовая установка и оборудование которого полностью запитаны от солнечной энергии. Летательный аппарат оснащен батареей и способен лететь ночью, за счет энергии, которая была сгенерирована и сохранена в нем днем.

Helios сконструированный *NASA* [4], является дистанционно управляемым летательным аппаратом, с размахом крыла более 70 метров, установил рекорд высоты около 30 км и рассматривался в качестве возможной альтернативы спутников связи.

Вывод. В современных программах ведущих стран мира в области авиации все больше места занимает беспилотная авиация. Можно с уверенностью сказать, что в недалеком будущем беспилотная авиация прочно войдет в повседневное применение. На примере приведенного анализа можно сделать вывод о том, что основным направлением в развитии БПЛА является разработка и внедрение эффективных источников питания и систем управления силовыми установками БПЛА. БПЛА класса микро, мини, малые, легкие (миди) [1] являются наиболее подходящими для размещения таких источников питания как солнечные батареи. Дальнейшее исследование данного направления является перспективным для решения как экологических, так и тактико-технических проблем. Основной проблемой в данном направлении является управление энергетической установкой БПЛА.

Список литературы

[1] *Казак В. Н, Самков О.В*. «Безпілотні літальні апарати». – К: НАУ, 2010. – 320 с.

[2] *Ильюшко В. М., Митрахович М. М.* «Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик». – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.:ил.

[3] http://www.solar-impulse.com/en/documents/challenge_history.php?lang=en&group=challenge

[4] http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios/index.html

[5] Ростопчин В. В. «Современная классификация беспилотных авиационных систем военного назначения». Электронный ресурс. – www.uav.ru/stati/php

УДК 629.735.05 (045)

В.М. Воробьёв, доктор техн. наук, В.А. Захарченко, кандидат техн. наук,
С.С. Ильенко, ассистент, Д.А. Щебетюк, В.Б. Мазуркевич, Е.В. Пастушенко
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КАЧЕСТВА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ АВИОНИКИ

Параметрическая оптимизация функциональных систем авионики логико-динамического класса по переходным характеристикам реализуется настройкой репрезентативных параметров на этапах жизненного цикла.

Вводная часть проблемы

Параметрическое резервирование систем авионики - один из действенных в эксплуатации способ повышения отказоустойчивости авионики при минимальных эксплуатационных затратах. Метод прямых оценок качества функционирования логико-динамических систем (ЛДС) эффективен при детерминированных оценках и восстановлении требуемого уровня параметрического резервирования, особенно при наличии эксплуатационной статистики по отказам и неисправностям [1-5].

Сочетание «жестких» детерминированных и вероятностных методов оценки показателей качества функционирования ЛДС авионики с «мягкими» оценками позволяет найти рациональные системные подходы, основанные на экспертных оценках и количественных шкалах технического состояния ЛДС (исправное, работоспособное, отказное) или (нормальное функционирование, частично нормальное, ненормальное, аварийное - для систем электроснабжения).

Современные системы авионики третьего поколения воздушных судов (ВС), построенные на новой элементной базе IMA, являются отказоустойчивыми системами со встроенными системами контроля (ВСК), отображения информации и сигнализации на единой методологической основе и необходимым обеспечением. Поэтому расширение их технических возможностей повышает их конкурентоспособность, диагностируемость и всё вместе - эффективность по всем этапам существования <проектирование>→<сертификация> →<серийное производство>→<эксплуатация>, т.е. по всему жизненному циклу (ЖЦ). Новые синергетические возможности авионики существенно расширили обеспечение свойств отказоустойчивости функциональных систем (ФС), её диагностируемости, прогнозирование, конкретизацию и оптимизацию процессов совершенствования свойств ФС на этапах ЖЦ.

Постановка задачи исследования

В задачах синтеза обеспечения отказоустойчивости ФС (САУ, СЭС, СУМК и т.д.) и реализации в условиях авиапредприятий <ОКБ>→<сертификация>→<серийный завод>→<эксплуатация> проблема оценок качества функционирования систем авионики является актуальной, так как работоспособность блоков, подсистем и модулей не гарантирует работоспособности всей системы. На этапах ЖЦ задачи оценки качества существенно отличаются, наращиваются новые возможности, но в своём развитии их совокупность подчинена целевой функции - созданию информационной технологии восстановления технического состояния проектного уровня (особенно при постепенных отказах).

Для условий авиапредприятий особый интерес представляет метод, основанный на определении функционала качества как суммы интеграла, заданной положительной квадратичной формы фазовых координат и значений другой квадратичной формы этих координат в конце интервала при фиксированных начальных значениях. Алгоритм синтеза САУ на основе минимизации этого функционала при введении дополнительных ограничений подробно рассмотрен А.А. Красовским [6] применительно к САУ полётом ВС.

Расширенный перечень ЧПК, используемый в теории и практике оценивания соответствия ФС нормативным требованиям, включает следующие показатели: время первого согласования, время достижения первого максимума, амплитуда первого выброса,

время переходного процесса, установившееся значение параметра, частота колебаний, перерегулирование, среднеквадратическое значение параметра, затухание, статическая ошибка.

Совокупность ЧПК в достаточно полной мере характеризует задачу формирования обобщённого показателя качества (ОПК) САУ в задачах идентификации технических состояний в условиях авиапредприятий.

Формирование ОПК САУ авионики

Количество ЧПК обычно ограничено в зависимости от условий задачи, считается достаточно судить по четырём показателям о точности САУ (САУП, СЭС, СУМК и т.д.) при заданной «трубке допусков» $æ/\Theta_0$ =0,05 и ε/Θ_0 =0,05:

$\sigma^{opt} = \sigma^{min} = 0;\ \mu^{opt}=\mu^{min};\ t_{рег}^{opt} = (t_{рег}^{\max} + t_{рег}^{\min})/2\ ;\ \overline{\omega_c^{opt}} = \overline{\omega_c^{\min}} = 0.$

ЧПК следует понимать так: $\mu^{opt} = 0$ - равенство нулю второго минимума; $\overline{\omega_c^{opt}} = 0$ - выполнение условий при котором $t_{соб} \rightarrow \infty$. Другие граничные значения ЧПК зависят от конструкции и назначения ВС, режима полёта, канала управления, а значения ЧПК могут иметь свои интерпретации эргономического, прочностного, аэродинамического характера.

Построение критерия K_i предложено [1] в виде прямой в координатах $K_i = f(\Pi_i)$: начало - в точке (Π_i^{opt},1) и конец ($\Pi_i^{гр}$,0), что соответствует техническому состоянию САУ (исправное ТС, работоспособное ТС (от начала до конца) и отказ).

Аналитическое выражение для K_i имеет вид $K_i = 1 - \dfrac{\left|\Pi_i^{opt} - \Pi_i\right|}{\Pi_i^{гр} - \Pi_i^{opt}}$.

Показатели ЧПК в безразмерной форме после нормализации имеют вид:

$K_1 = 1 - Y_1\mu;\ K_2 = 1 - Y_2\sigma;\ K_3 = 1 - Y_3\overline{\omega_c};\ K_4 = 1 - Y_4|t_{рег} - Y_5|,$

где Y_1, Y_2, Y_3, Y_4, Y_5 - постоянные нормирования ЧПК.

Оценка качества САУ осуществляется по выражению: ОПК = [K_1, K_2, K_3, K_4], т.е. как конъюнкцию (логическое произведение).

Анализ косвенных методов (корневых, частотных) и *интегральных оценок* показывает их качественный характер оценок, но не определяющих выходных параметров (точность, быстродействие) и возможности рационального восстановления в эксплуатации, т.е. управления техническим состоянием ФС. Методы не позволяют однозначного определения формы переходного процесса, что создаёт большую неопределённость, когда оптимальным переходным процессом может считаться максимально приближенный ко входному сигналу, однако для САУП воспроизведение возмущения типа «скачок» недопустимо. Кроме того разрыв отрицательных обратных связей при функционировании ФС исключён требованиями безопасности полетов.

Метод прямых оценок [1-6] позволяет наиболее точно и наглядно оценить качество САУП, СУМК, СЭС и других замкнутых САУ, по построению переходного процесса или использования реального отклика в эксперименте, используя ЧПК.

Системная оптимизация формируется на уровне требований - критериев к качеству, ресурсам, динамике процессов на этапах ЖЦ. Ограничениями выступают ресурсы: технические и методические (по операциям; по набору функционалов; операторов и структур алгоритмов; условиям функционирования; логики работы авионики и условий согласованности структур алгоритмов и логики задач).

Формальная постановка задачи системной оптимизации:

$$I(k) = \begin{cases} I_{k\beta}(z(k)), k \in W_\beta; \\ \sum\limits_{\alpha \in E^{(A)}} T_{\alpha\beta}(k), k = m+1,..m+k; \\ L_\beta(T_{\alpha\beta} / h_{\alpha\beta}(\sum\limits_{p \in E^{(p)}} \xi(\alpha), k = p. \end{cases}$$

В функции предикат задача системной оптимизации имеет вид:

$$æ(k)=\begin{cases}1, если (I(k) >< X(k) \vee (I(k)-extr) \vee (I(k) \in \Theta(k)),\\ 0, в\ противоположном\ случае.\end{cases} \qquad æ = \bigwedge_{k=1}^{p} æ(k)$$

Общее условие системной оптимизаций предложенноё В.М. Глушковым и развитое в работах В.С. Михалевича, В.Л. Волковича, А.А. Тимченко [7], имеет вид $æ \overset{\Delta}{\Rightarrow} 1$

Критерий является *обобщённым системным требованием* к целевым показателям и ресурсам создаваемой ИАСУ авиапредприятий, когда эффективность функционирования ЛДС авионики оцениваются выражением: $æ^* = [æ_1^* \cap æ_2^* \cap æ_3^*]$,

где величины $æ_1^* \cap æ_2^* \cap æ_3^*$ характеризуют нормальные уровни особых ситуаций полета (УУП, СС, АС) по отдельному или совокупному эффекту (отказы авионики, воздействие среды, действия экипажа и т.д.).

Формирование совокупности ЧПК.

Считаем, что для задач моделирования задана совокупность переходных процессов или экспериментальных реальных процессов на временном отрезке $[t_1, t_n]: x_i = x(t)$, где $i \in \overline{1,n}$.

Совокупность ЧПК переходных процессов учитывает все возможные их конфигурации, когда возможны случаи:

• на интервале времени $[t_1, t_n]$ возможно установление $x_{уст}$, т.е. $(x_1 - x_{i-1}) \le \Delta$, Δ- нормативная величина допуска;

• на всех участках на печать выдаётся значение $|x_1 - x_{i-1}| > \Delta$.

Для безотказной работы САУП: ОПК=[0;1]; $X = [K_1 > \Theta] \wedge [K_2 > \Theta] \wedge [K_3 > \Theta] \wedge [K_4 > \Theta] \Rightarrow 1$

Для отказных состояний САУП: ОПК= -1; $\overline{X} = [K_1 < \Theta] \wedge [K_2 < \Theta] \wedge [K_3 < \Theta] \wedge [K_4 < \Theta]$.

Функции Хэвисайда, оценивающие работоспособные состояния для случая K_i, когда имеют не оптимальные значения, определяются логическими условиями:

$$\begin{cases} X_1 = [K_1 > \varepsilon_1] \wedge [K_2 > \varepsilon_2] \wedge [K_3 > \varepsilon_3] \wedge [K_4 > \varepsilon_4]; \\ X_2 = (K_1, K_2, K_3, K_4) = 1; \end{cases}$$

$$\begin{cases} X_1 = [K_1 \ge \varepsilon_1] \wedge [K_2 \ge \varepsilon_2] \wedge [K_3 \ge \varepsilon_3] \wedge [K_4 \ge \varepsilon_4]; \\ X_2 = [K_1 \ge 0] \wedge [K_2 \ge 0] \wedge [K_3 \ge 0] \wedge [K_4 \ge 0]; \end{cases} \qquad \begin{cases} X_1 = (K_1, K_2, K_3, K_4) = 1; \\ X_2 = (K_1, K_2, K_3, K_4) = 1. \end{cases}$$

Связь между работоспособными и отказными состояниями определяется выражением:

$$K^{отк} = R - K^1 \cap K^2,$$

где R - надёжность САУП при максимальном эффекте; $K^{отк}$ - область отказных состояний;

K^1, K^2 области безопасной работы САУ в пространстве параметров K_1, K_2, K_3, K_4 при

$$(\mu, \sigma, \overline{\omega}, t) \in K^1 \begin{cases} (K_1, K_2, K_3, K_4) \in K^1 & (1) \\ (K_1, K_2, K_3, K_4) \in K^2. & (2) \end{cases}$$

В общем виде функция Хэвисайда состояния САУ идентифицируется выражениями (1,2):

$$X(K^1) = 1; \quad X_{K1}(\vec{K}) = 1 \Rightarrow K^1; \quad X_{K2}(\vec{K}) = 1 \Rightarrow K^2; \quad X_{K2}(\vec{K}) = 0 \Rightarrow \vec{K} \in K^{отк}. \quad (4)$$

В случае частичной потери работоспособности САУ $K_i \in \begin{cases} [0,1] \\ [\varepsilon_i, 1] \end{cases}$, (5)

а критерий безотказной работы имеет вид:

$$K^{бр} = \{(K_1, K_2, K_3, K_4)/K_i \in [\varepsilon_i, 1], i = 1, \ldots 4\} \quad (6)$$

Критерий частичной потери работоспособности:

$$K^{ЧПР} = \{(K_1, K_2, K_3, K_4)/K_i \in [\varepsilon_i, 1], i = 1, \ldots 4\} \quad (7)$$

В общем виде критерий частичной потери работоспособности выражается

$$K^{ЧПР} = \{(K_1,K_2,K_3,K_4)/K_i \in [\varepsilon_i \in [\overline{\varepsilon_i},1] \in J\} \quad (8) \qquad J=\{1,3,4\}.$$

Использование математических моделей для формирования ОБР предполагает, что требования к её границам более жёстки, чем требования к ВСК. Для настройки системы «САУП - ВС - среда» важнее всего определить параметры, изменения которых не предусмотрены. Из p-мерного пространства «вырезаются» n-мерное, где n=p-m. Если m-мерное пространство нигде не пересечётся с определённой $ОБР_{расг}$, можно сделать заключение, что система находится в неработоспособном состоянии и восстановление невозможно.

Если в ОБР выделить подобласть, характеризующуюся максимальным значением ОПК, то попадание точки настройки (ЦН) в эту подобласть характеризует подобласть настройки, что означает с точки зрения ОПК - оптимальную настройку хотя с практически реализуемой стороны можно говорить о «ядре настройки».

Выводы и рекомендации

1. Параметрическое резервирование является наиболее эффективным способом восстановления ТС САУ путем настройки и регулировки репрезентативного параметра.

2. Применение метода прямых оценок качества функционирования САУ по переходным процессам, основанного на использовании количественных частных показателей качества, позволяет освободиться от недостатков косвенных и интегральных методов

3. Трудноувязуемость косвенных и интегральных оценок с требованиями к динамике «САУП - ВС - среда», определяемые нормативной документацией по эксплуатации.

4. Неприемлемость для САУ оптимума, понимаемого при интегральном оценивании как переходный процесс максимально приближающийся к скачкообразному, что противоречит эксплуатационным и эргономическим требованиям (по дискомфорту для пассажиров).

5. Универсальность метода прямых оценок качества «САУП - ВС» характера в определении ОБР, ПОН, ЦН, когда коррекция водится на программном уровне с учётом некритичности к возможностям ЭВМ и учёте того, что идентифицируемые ОБР, ПОН и ЦН значительно меньше, чем области ВСК, что в свою очередь повышает значимость параметрического резервирования.

Список литературы

1. *Воробьев В.М., Вуйцик В.* Критерии качества систем автоматического управления полётом ВС.//Вопросы оптимального обслуживания и ремонта АиРЭО ВСГА. Сб.науч.тр., - К.: КНИГА, 1985, с. 83-87.

2. *Воробьев В.М.* Метод оценки параметрической избыточности САУ полётом.//Гироскоп. системы и их элементы: Тез.докл. ВНТК, ДСП-1986.-М.: МВТУ им Н.Э. Баумана, - с. 67-68.

3. *Воробьев В.М., Вуйцик В.* Методы полунатурного моделирования при идентификации технического состояния САУ в условиях авиапредприятий//Адаптивные системы технич. эксплуатации АО. Сб. науч. Тр. К.: КИИГА, 1989, - с. 88-95.

4. *Воробьев В.М., Вуйцик В*. Идентификация динамических характеристик САУ полётом в условиях серийного авиазавода//Комплексная автоматизация промышленности. Сб. науч. Тр. МНТК. - Вроцлав: ВПИ, 1989,-с. 309-313.

5. ДСТУ 3589-97. Системи та комплекси авіаційного обладнання. Надійність та експлуатація. Терміни та визначення. К.: Держстандарт України, 1989, с. 28.

6. *Красовский А.А.* Автоматическое конструирование контуров управления летательными аппаратами. М.: Машиностоение. 1969, - 240с.

7. *Михалевич В.С., Волкович В.Л.* Развитие методов системной оптимизации в человеко-машинных процедурах решения многокритериальных задач. - В кн. Кибернетич. Методы планирования проет. управл. Сб. науч. тр. К.: ИК АН УССР, 1982, с. 3-20.

8. *V. M. Vorobjov – d.t.s., V. A. Zaharchenko – c.t.s., A. A. Silnyagin – c.t.s., S. S. Iljenko,*

D. A. Schebetyuk System and Parametrical Quality Functioning Optimization of Avionics Logico – dynamic Systems under Transitive Characteristics. К.: НАУ «Авіа — 2010», - с.

УДК 629.735.083.045.

С.С. Ильенко, ассистент
Национальный авиационный университет, Украина

ОРГАНИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАЦИИ И ИНДИКАЦИИ ВНУТРИКАБИННОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ЖИЗНЕННОМ ЦИКЛЕ

Повышение уровня безопасности полетов современных воздушных судов наиболее эффективно решается не только на этапе проектирования, но и в процессе эксплуатации, при столкновении с реальными условиями обслуживания воздушного судна.

Вводная часть проблемы

Для обеспечения повышенной безопасности пассажирских самолетов большое значение имеет правильное освещение кабины экипажа. Световая среда кабин экипажа самолета является одним из основных факторов, определяющих зрительную работоспособность летчика, а также общее эмоциональное состояние при полетах в различных световых условиях.

Под световой средой понимается совокупность внутренних и внешних световых факторов, воздействующих на зрительный анализатор летчика в полете. С помощью зрительного анализатора летчик получает свыше 80% информации, необходимой для успешного выполнения задания, по этому при формировании рациональной световой среды необходимо в первую очередь обеспечить оптимальные условия работы как днем, так и ночью.

Поскольку подсвет надписей, несущих определенную информацию, освещение заливающим белым светом кабины экипажа, светосигнализирующие устройства является неотъемлемой частью контура взаимодействия «экипаж – ВС – среда», возникла потребность в совершенствовании светотехнических характеристик, которая привела к потребности разработки и внедрения светотехнического оборудования на новой элементной базе в связи с увеличением дефектных явлений во время эксплуатации существующего светотехнического оборудования (СТО).

Постановка задачи исследования

*Задачей исследований является*разработка основ повышения эффективности СТО в условиях наземных лабораторных и доводочных испытаний.Комплексной характеристикой сложной технической системой является эффективность. Показатели эффективности взаимно коррелированы, связаны неоднозначно и зависят от режима полета:

$$E = E(C, Q, I, A, M, R) \qquad (1)$$

где C – сложность, Q –качество, I – помехозащищенность, A –адаптивность, M – эргономичность, R – надежность.

Показатели качества функционирования Q и надежности R обычно рассматриваются совместно, как реакция ФС (выходной эффект) на возмущения, в том числе в переходных режимах. Эффективность функционирования системы:

$$E(t) = \sum_{i=1}^{n} P(H_i) \cdot \Phi_i, \qquad (2)$$

где $E(t)$ - эффективность ФС; $P(H_i)$ - вероятность нахождения ФС в i-ом состоянии; Φ_i - выходной эффект; i, n – события, $i = (\overline{1,n})$.

Согласно ДСТУ 3589 – 97 под параметрическим резервированиемФС понимают способ повышения надежности ФС путем построения областей репрезентативных параметров, определяющих область безотказной работы, в которую размещают настройкой или регулировкой рабочую точку ФС. Параметрическое резервирование не усложняет структуры

ФС и не требует увеличения полетной массы и габаритов. Метод особо эффективен при постепенныхотказах(износ, старение) структур различных ФС авионики.

Решение задачи исследования

Внутреннее светотехническое оборудование предназначено для считывания показателей, для опознавания предметов и различение их деталей. НТД регламентирует нормы по освещенности и яркости светотехнического оборудования. Из разработанных конструктивных вариантов встроенного освещения наиболее универсальны: – метод оптического клинка – для приборов; – метод светопровода – для пультов и щитков управления.

На современных воздушных судах существует концепция двух видов световых условий: режим «День» и режим «Ночь». Светотехнические характеристики данных режимов, а также всего светотехнического оборудования определяются нормативно-технической документацией: ГОСТ 19705-89 «Система электроснабжения самолетов и вертолетов, ОСТ 1.00669-87 «Оборудование авиационное внутрикабинное осветительное и светосигнальное», ОСТ 1.00533-87 «Система внутрикабинной световой сигнализации самолетов и вертолетов», ОСТ 1 00415-2000 «Освещение внутреннее самолетов и вертолетов». Яркость 0,6 ≤ L ≤ 6 кд/м2, освещенность для светопроводов; яркость светосигнализаторов в режиме «день» (с надписью 600-1800 КД/кв.м., и без надписи 800-2400 КД/кв.м.) в режиме «ночь» (с надписью и без надписи 15-45 КД/кв.м.

Более эффективной является новая элементная база на основе светодиодного подсвета (использовалось оборудование на основе источников света с нитью накаливания). Опытным путем были определены ряд существенных преимуществ: улучшенные показатели качества, срок службы, энергопотребление (снижение от 80-100 мА до 20-30 мА), внешний вид, наработка на отказ до 200000 часов (было- 3750÷10000 часов), нагрев составил не более 30 градусов Цельсия.

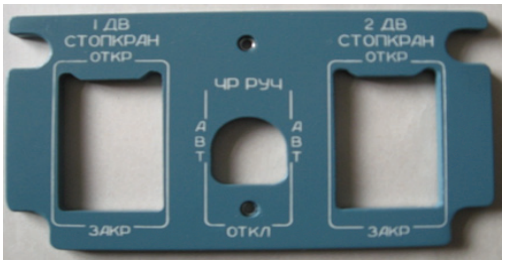


Рис. 1. Светопровод на основе светодиодного подсвета (Ан-148)

Питание производится переменным током частотой 400 Гц при напряжении 6В. Один светодиод V1 работает на верхней полуволне синусоиды, другой V2 на нижней полуволне синусоиды. Типовые дефекты светосигнализаторов и общий вид конструкции ТСД показаны на рис. 2.

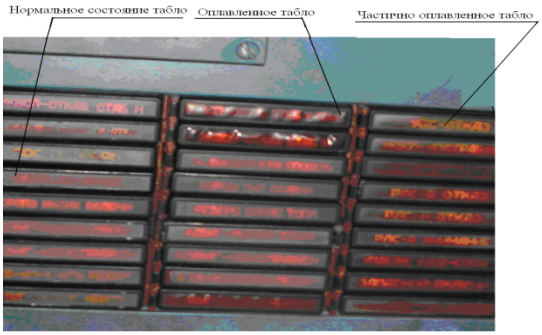


Рис. 2. Характерные тепловые дефекты светосигнализаторов ТСД-10-11 во время эксплуатации на самолете Ан-124-100М

Новая элементная база была испытана в лабораторных условиях АНТК Антонов. Использовались приборы: спектрофотомер СФ-18, яркометр ФПИ, трансформаторы, источники питания. Светосигнализатор нового образца показан на рис.3.

Рис. 3. Светосигнализаторы ТСД на новой элементной базе

Разработка и испытания светотехнических образцов проводились совместно с научным исследовательским институтом радиоаппаратуры АОЗТ «УкрНИИРА» и АНТК «Антонов» были разработаны и испытаны светосигнализаторы на новой элементной базе с лазерной гравировкой надписей. Яркость светосигнализаторов в режиме «день» (с надписью 600-1800 КД/кв.м., и без надписи 800-2400 КД/кв.м.) в режиме «ночь» (с надписью и без надписи 15-45 КД/кв.м.) характеризируется ОСТ 1.00533-87. Результаты, полученные с помощью яркометра ФПИ, отображены в таблице 1.

Таблица 1

Яркость светящихся надписей (букв) и равномерности свечения на табло ТСД.

Табло, надпись и цвет сигнала	Измеряемая буква	Яркость,кд/м^2	Равномерность свечения букв	Требования ОСТ1 00533-87
ТСД-10-11 (красный) **«ОПАСНО ЗЕМЛЯ»**	ОП“**А**”СНО	620	1 : 2	Яркость световых сигналов светосигнали-заторов с надписью: 600-1800 кд/м^2 Равномерность яркости свечения надписи: не менее 1 : 3
	ОПАС“**Н**”О	1204		
	“**З**”ЕМЛЯ	963		
	З“**Е**”МЛЯ	1124		
	ЗЕМЛ“**Я**”	1083		
ТСД-10-12 (желтый) **«ЗЕМЛЯ»**	“**З**”ЕМЛЯ	762	1 : 2	
	ЗЕ“**М**”ЛЯ	602		
	ЗЕМЛ“**Я**”	1244		
ТСД-10-13 (желтый) **«МК НА ПНП»**	М“**К**”	883	1 : 2	
	Н“**А**”	642		
	“**П**”НП	1284		
ТСД-11-11 (красный) **«АГ ЛЕВ ОТКАЗ»**	“**А**”Г	843	1 : 1,3	
	Л“**Е**”В	700		
	ОТ“**К**”АЗ	642		
	ОТК“**А**”З	850		
ТСД-11-12 (желтый) **«КРЕН ВЕЛИК»**	“**К**”РЕН	1525	1 : 2	
	КР“**Е**”Н	750		
	“**В**”ЕЛИК	1204		
	ВЕЛ“**И**”К	1002		
ТСД-11-13 (зеленый) **«СНС НА ПНП»**	“**С**”НС	1204	1 : 1,7	
	“**Н**”А	722		
	ПН“**П**”	700		
ТСД-11-15 (синий) **«БОРТ ПРОВ»**	“**Б**”ОРТ	602	1 : 1,2	
	БО“**Р**”Т	481		
	ПР“**О**”В	481		

Упор был сделан не только на улучшение светотехнических характеристик, но и улучшение термодинамических характеристик, которыми не обладало оборудование, применяющееся ранее.

Для цветового координирования световых сигналов применяются красный (аварийные сигналы), желтый (предупреждение), зеленый (уведомляющий). Цветовые обозначения пролета дальнего и ближнего маркерных радиомаяков производится с помощью синего и белого цветов. Цвет функциональных зон выбирается на основании анализа закономерностей восприятия цвета и условий зрительной работы экипажа в кабине самолета (рис. 4).

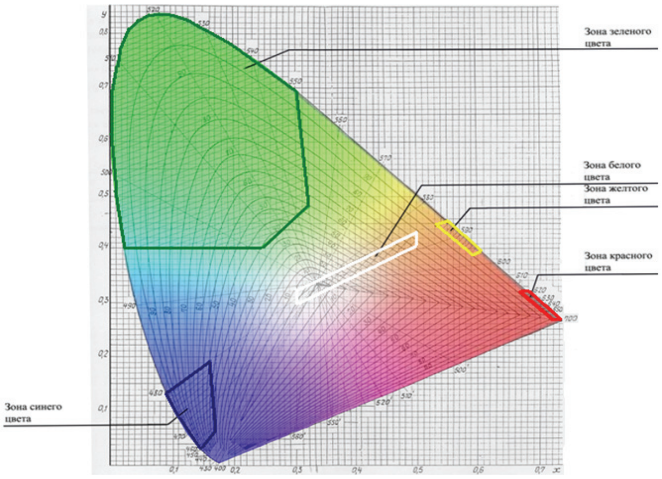


Рис. 4. Диаграмма цветности согласно ОСТ 1.00669-87

$$X = \frac{\sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{X}_\lambda \Delta\lambda}{\sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{X}_\lambda \Delta\lambda + \sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{Y}_\lambda \Delta\lambda + \sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{Z}_\lambda \Delta\lambda}; \quad (3)$$

$$Y = \frac{\sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{Y}_\lambda \Delta\lambda}{\sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{X}_\lambda \Delta\lambda + \sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{Y}_\lambda \Delta\lambda + \sum_{\lambda=380}^{\lambda=760} \tau_\lambda P_\lambda \overline{Z}_\lambda \Delta\lambda};$$

где τ_λ - спектральный коэффициент пропускания; P_λ - спектральная плотность излучения источника света; $\overline{X}_\lambda, \overline{Y}_Y, \overline{Z}_Y$ - ординаты кривых сложения в колориметрической системе МКО 1931 г.; λ - длина волны, нм; $\Delta\lambda$ - интервал измерения 5-10 нм.

Метод определения соответствия цветности проводится на основе вычислительной обработки коэффициента цветности с применением программного обеспечения. Координаты цветности обрабатываются автоматически с помощью компьютерного программирования.

Выводы

Экспериментальная оценка СТО показала, что техническое исполнение освещения оборудования и световой сигнализации, а также цветовое оформление отвечает современным требованиям, НТД, и создает благоприятные условия для работы во время дневных и ночных полетов.Обосновано параметрическое резервирование СТО с помощьюнастройки и регулировки источников света, применяемых в СТО. Сформулированы подходы для модернизации внутреннегоСТО.

Список литературы

1. ДСТУ 3589-97. Системи та комплексиавіаційногообладнання. Надійність та експлуатація. Терміни та визначення. К.: Київстандарт, 1997, с. 28.

2. Воробьев В.М., Енчев С.В., Ищенко И.М., Захарченко В.А. Обоснование степени отказоустойчивости энергосистем воздушных судов в задачах повышения безопасности полетов, «Проблемиінформатизації та управління» Зб. наук.пр.: Вип.13.-К.: НАУ, 2005, с. 26...34.

3. ОСТ 100699-87. Оборудование авиационное внутрикабинное, осветительное и светосигнальное. Методы измерения световых параметров. Введен 01.01.1988. – 24 с.

4. ГОСТ 19705-89. Системы электроснабжения самолетов и вертолетов. Требования к качеству электроэнергии. М.: ГК СССР по стандартам, 1989, с.45.

УДК 629.735.088.045

В.М. Воробьёв, доктор техн. наук, В.В. Тихонов, кандидат техн. наук,
А.А. Сильнягин, кандидат техн. наук, В.В. Козуб, аспирант.
(Национальный авиационный университет, Украина)

МИНИМИЗАЦИЯ РИСКОВ ЭРГАТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА «ЭКИПАЖ – ВОЗДУШНОЕ СУДНО – СРЕДА» НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Статистический материал за длительный срок применения авиации позволяет обоснованно оценить эффективность авиационной транспортной системы и выявить наиболее уязвимые места ее звеньев и всей архитектуры, для совершенствования структуры на базе новых отраслевых технологий.

Анализ безопасности полёта воздушных судов. В работах [1,2] показано, что к концу 60-х годов наблюдался стремительный рост потребностей в авиационных перевозках в СССР и за рубежом, а темпы роста были примерно одинаковыми. Была создана единая авиационная транспортная система (АТС), все элементы которой работали в тесной взаимосвязи.

Длительные исследования ICAO привели к выводу, что от 80% и более возникающих авиационных происшествий (АП) ВС совершаются по вине «человеческого фактора». Эргатические сложные системы доминируют в общей технической среде благодаря широкому диапазону возможностей, самоорганизации, расширившимися степенями свободы действий, автоматической переработки массивов информации на длительном жизненном цикле (ЖЦ) наукоёмких ВС. Важнейшей задачей АТС являлось определение главных причин АП и совершенствование её структуры для локализации АП.

Автоматизированный интегрированный эргатический комплекс «экипаж – ВС – среда» – конечное звено в безопасности полетов, поэтому повышение его эффективности функционирования – суть снижения рисков, и ICAO призвал сообщество к поиску новых методологий и подходов. Современные проблемы и тенденции взаимодействия компонентов комплекса и автоматизация процессов решений задачи одновременно порождают новые неопределённости и ошибки в управлении ситуациями при отказах авиатехники, действиях среды и взаимодействии с техникой и персоналом.

Постановка задачи исследований. Системный подход при исследовании автоматизированного интегрированного комплекса «экипаж – ВС – среда» имеет целью выработать обоснование направления методологии научного познания целостного рассмотрения взаимодействия компонент во всём многообразии связей для ожидаемых и экстремальных условий эксплуатации (ОУЭ и ЭУЭ).

Поскольку число полномасштабных натурных испытаний ВС в настоящее время жестко ограничено, то 90% всего объема испытаний современных ВС (1350-1550 полётов) производятся «на земле» до первого испытательного полёта, что составляет 80-90% всех затрат на разработку наукоёмкого изделия с применением имитационных комплексов моделирующих стендов (КСМ), натурного моделирования и т.д. Эти опережающие эксплуатационные стенды основываются на математических, полунатурных и физических моделях с инструментальными оценками и экспертных систем, т.е. использования «жёстких» и «мягких» оценок.

В качестве нового методологического подхода о влиянии «человеческого» фактора *безопасность полётов ВС* нужно рассматривать как *«состояние системы* (АТС), при котором риск причинения вреда лицам или нанесения ущерба имуществу снижен до приемлемого уровня и поддерживается на этом либо более низком уровне посредством непрерывного процесса *выявления источников опасности и контроля факторов риска»* [2]. Предупреждение АП и устранение опасных факторов в АТС, оцениваемых величиной риска, – основная составляющая процесса управления безопасностью полётов, а методика

управления факторами риска включает этапы:

- поиск, выявление и учёт опасных факторов в компонентах АТС;
- экспертную оценку «весомости» (значимости) опасных факторов на функционирование АТС;
- разработку мероприятий по профилактике ОСП.

С введением имитационного моделирования сложных систем и процессов, при создании ВС с авионикой нового поколения появилась реально-достижимая возможность управления вектором качества создаваемой наукоёмкой продукции на этапе проектирования; образовать доказательную базу сертификации; обосновать структуры функциональных систем; повысить достоверность результатов широким привлечением к экспериментам лётчиков-испытателей (фирмы и Авиационного Регистра) и разработчиков авионики. Конвертация исследовательского пилотажного стенда в тренажер расширяет существенную область ускоренной подготовки летного и наземного экипажей, позволяет оценить отказобезопасность и уровень риска.

Внедрение принципа «предусматривать и предотвращать», вместо «обнаруживать и исправлять» определяет особенности функционирования эргатической системы, а именно риск в принятии решения – в виде средних потерь из-за некорректного решения функции

$$p(P, d) = \int_{\Omega} L(\omega, d) dP(\omega),$$

где $L(\omega, d)$ - известная функция потерь двух аргументов;

ω - результат принятого решения;

d - принятое решение $(d \in D)$;

D - пространство возможных реализаций;

Ω - пространство возможных реализаций решения ω $(\omega \in \Omega)$;

$P(\omega)$ - функция распределения вероятности случайного события.

Причинные факторы АП. *Темпы развития* наукоёмких технологий (информационных, машиностроительных, сертификационных испытаний, технологических), особенно в авиакосмической отрасли, существенно опережают *темпы развития качеств человека*, взаимодействующего с функциональными системами авионики нового поколения и ВС в целом (планером, силовой установкой). Вследствие этого возникают конфликтные ситуации в эргатических системах. В работе [3] под *конфликтом* понимается способ взаимодействия сторон (компонент), в результате которого стороны разъединяются и противостоят, но в отдельных случаях объединяются, совместно функционируют и образуют новую сверхсистему с самостоятельными качествами, не присущими ни одной из компонент, но со значительным влиянием на объекты (ФС авионики, ВС).

Создать абсолютно отказоустойчивые ФС авионики нового поколения теоретически едва ли возможно, как и бессмысленно по экономическим соображениям. Основной элемент обеспечения функции – эргатический комплекс, в котором человеческий потенциал (и/или уровень автоматизации «экипаж – ВС – среда» процесса авиационной деятельности) будет определять уровень отказобезопасности в условиях различных отказов техники ФС, неблагоприятных воздействиях среды и парирования ОСП экипажем на различном уровне качества, т.е. неоптимальным способом. Наземный и лётный экипажи имеют право на ошибку, но не грубую, с возможностью её исправления за определённое время. Конструкторы должны с одной стороны создавать эргономически комфортное оборудование, а с другой – предусмотреть условия, предотвращающие нестандартные действия ЛПР (ограничение, предотвращение ОСП) и влияние на уровень безопасности полётов. Т.е. применяются отказоустойчивые компоненты авионики, современные методики профессиональной подготовки экипажей и локализации ОСП экономически выгодными и эффективными способами [4, 5, 6].

Авионика третьего поколения – это автоматизированное интегрированное, опосредствованное пространство автоматизации, ориентированной на человека и взаимодействия эргатического комплекса «экипаж – ВС – среда» с многофункциональными

отказоустойчивыми комплексами:

- цифровой бортовой вычислительной системой с распределёнными ресурсами;
- функциональными системами стандартного и общесамолётного оборудования;
- кабинным интерфейсом и комплексом электронной индикации и сигнализации;
- бортовой системой технического обслуживания

для решения задач самолётовождения/пилотирования, навигации, связи и контролирования вне и внутрикабинной обстановки; технического состояния планера, силовой установки, систем; психофизиологической напряжённости экипажа с целью минимизации рисков авиационной деятельности и обеспечения требований ICAO по уровню безопасности полётов с максимальной эффективностью.

При проектировании ВС предусматривается возможность безопасного завершения полёта при отказах ФС за счёт структурного, функционального и других видов резервирования, оцениваемых отказоустойчивостью и отказобезопасностью. Анализ причин АП за длительный период эксплуатации показал, что большинство их обусловлены сочетанием нескольких причинных факторов, где каждый создает необходимые условия неблагоприятного исхода полёта.

Современная философия эксплуатации ВС с авионикой нового поколения, т.е. высокоавтоматизированных ВС предопределила жизненность сокращения экипажа до 2-х пилотов.

Новая философия эксплуатации ВС базируется на реализации следующих принципов деятельности:

- распределение обязанностей по принципу «пилотирующий – не пилотирующий»;
- организация взаимодействия между пилотами;
- организация контроля в экипаже.

Появление и расширение функций высокоавтоматизированных интеллектуальных систем авионики и внедрение автоматики, «ориентированной на человека», существенно снизило уровень психофизиологической напряженности экипажа, в том числе при парировании ОСП. Однако это и явилось причиной появления новых ошибок, обусловленных неоднозначностью отношения к новшествам человеческого фактора.

К ним можно отнести следующие:

1. Каждый пилот должен не только выполнять свои функции, но и контролировать действия другого («перекрестный контроль»).

2. Принцип «Командир всегда прав» должен быть перестроен и решение принимается обоюдно, т.е. более взвешенно.

3. Изменения в деятельности пилотов привело к дифференциации их в историческом аспекте, т.е. на тех, кто правильно понимает особенности функционирования экипажа из 2-х пилотов и тех, кто не понимает изменений. Первые – это пилоты-интеллектуалы с постоянной заботой о контроле за режимами и этапами полета, техническим состоянием автоматики; оптимизацией взаимодействия (взаимоконтроль, взаимопомощь, отношения партнеров) и т.д. Другая группа – упрощённо понимает роль автоматики и подчинения ей, лишь периодически контролируя техническое состояние. Понятие «взаимопомощь», «взаимоконтроль», «партнерские отношения» им чужды не уровне абстракции, т.е. чужды уму и сердцу. Отсюда невысокая надежность этой группы пилотов.

Изменения психофизиологических особенностей при высокой автоматизации авиации и деятельности пилотов произошло не только во внешних формах (моторная деятельность), но и в психических и физиологических системах пилотов:

- изменение содержания образа полета (автоматизация управления ВС, навигации, развитие осмотрительности в деятельности инструментальными методами TCAS и др.);
- постоянной готовности пилота к переходу от автоматики к пилотированию по приборам (директорное управление);
- обеспечение высокого уровня бдительности;
- сохранение преобразования информации с дисплеев в более конструктивный образ

полета и достойное отношения к связи.

Произошло смещение акцента с моторной активной деятельности на интеллектуальный с возросшей ответственностью за точность восприятия информации, её переработку и принятие решений. Это требует высокой активности ума. Изменения двигательных реакций привело к смещению психического состояния в сторону пассивных состояний, т.е. усилению тормозных процессов, что требует специальной подготовки. Существенно возросла цена ошибки, поэтому необходимо осознавать и контролировать надписи постоянно, не отвлекаясь на другие мысли. Жёсткая стандартизация процедур требует высокой психологической дисциплины, самоконтроля, взаимодействия в экипаже как стимуляторов профилактики.

На роль второго пилота ВС с авионикой нового поколения могут «претендовать» КВС эксплуатируемых ВС, когда их прежние заслуги не учитываются в процессе переучивания и возникают существенные психические противоречия.

Выводы:

1. Автоматизация и взаимодействие элементов системы «экипаж – воздушное судно – среда» кабинного интерфейса ВС являются теми ключевыми основами повышения уровня безопасности полетов и эффективности авиатранспортной системы, когда многообразие процессов может быть обусловлено рассматриваемой вероятностной динамической моделью отказобезопасности и количественными результатами исследований.
2. Выявление главной (системной) причины образования АП позволяет осуществить корректировку свойств и возможностей АТС и неповторение в эксплуатации неэффективного управления безопасностью полётов ВС.
3. Минимизация рисков авиационной деятельности фактически означает системный характер анализа причин образования АП и выработку конструктивных рекомендаций по обеспечению приемлемого уровня риска.
4. Учитывая наметившийся разрыв в темпах развития отраслевых технологий (машиностроительных, программно-математических, CALS-технологий) и уровня подготовки экипажей, значительный потенциал в сближении их соответствия следует искать в совершенствовании подходов и методологии научного осмысления. Подготовка кадров различного уровня ведётся на застывших во времени стереотипах, которые необходимо преодолевать в соответствии с опередившим темпом сложности технического и информационного глобального процесса. Прорывным моментом в этом вопросе является разработка и применение методологии и средств имитационного моделирования задач оценки отказобезопасности.

Список литературы

1. *Полтавец В.А., Теймуразов Р. А.* Анализ безопасности полетов с ГТД за 50-летний период эксплуатации в гражданской авиации СССР – СНГ. М.: Труды общества независимых расследований авиационных происшествий, вып. 20. – 2008. – с. 46-65.
2. *Козлов В.В.* Безопасность полётов от обеспечения к управлению. – М: ОАО «Аэрофлот - российский авиалинии». – 2010. – 270с.
3. Энциклопедия безопасности авиации. К.: Техника, // Под ред. Н.С. Кулика//. 2008,-с.1000.
4. Циркуляр ИКАО (240 – AN/144). Человеческий фактор. Сборник материалов №7. Излучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах. 1993, - 76с.
5. *Воробьев В.М., Киселёв А.Д., Захарченко В.А.,* и др. Современные проблемы и тенденции автоматизации и взаимодействий кабинного интерфейса комплекса «экипаж – воздушные судно – среда»// Кибернетика и вычислительная техника. Вып. 153 и 154 (часть I и II) 2007. – с.71-86; с. 66-81.
6. *Воробьёв В.М., Захарченко В.А., Ильенко С.С.* Формирование «дерева критериев» системной эффективности функционирования эргатического комплекса «экипаж – воздушное судно –среда» / Кибернетика и вычислительная техника. Вып.159. 2010. – с.45-64.

УДК 629.735.083.06

В.М. Воробьёв, д.т.н., В.А. Захарченко, кандидат техн. наук,
В.В. Козуб, аспирант, Д.А. Щебетюк
(Национальный авиационный университет, Украина)

МЕТОДЫ, МОДЕЛИ, ЗАДАЧИ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ АВИОНИКИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ НА СТАДИИ ЗАМЫСЛА

Принцип единства функций авионики перспективных воздушных судов как целевых категорий и процессов реализации системной эффективности как категории достижения целей (повышения уровня безопасности полётов) составляет методологическую основу исследований. В качестве конструктивных решений на этапе замысла и формирования идей, предложено системные принципы декомпозиции на логическую совокупность целей и задач обеспечивающих высокую результативность с использованием моделирования и оптимизации.

Вводная часть.

Современный путь решения проблемы повышения уровня безопасности полётов и эффективности функционирования ВС решается методами координации и автоматизации работ на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) процессов: <научные обоснования социального заказа ВС> → <научные исследования и выбор пути решения задач> → <проектирование авиационной электроники> → <сертификация> → <серийное производство> → <эксплуатация> → <утилизация> → <обоснование новой потребности>. Приоритетность этапа проектирования в реализации требований эффективности лётно и эксплуатационных характеристик (ЛТХ и ЭТХ), повышение надёжности на базе широкого использования ЭВМ позволяет обосновать конструктивные подходы к автоматизации процессов на всех этапах ЖЦ, ориентируясь на конечный результат.

Современные тенденции широкого применения новых информационных технологий в создании наукоёмкой продукции, особенно в авиакосмической области, получили конкретное конструктивное решение в концепции CALS-технологий и систем автоматизированных реализаций CAD/CAM/CAE/PDF (проектирование, производство, эксплуатация и управление процессами). Унификация состава авионики, создание большого числа ВС одновременно, высокая производительность процессов, высокая степень отказоустойчивости и эффективности в эксплуатации должны быть увязаны с экономической целесообразностью на всём ЖЦ, а не по этапам, т.е. системной эффективностью.

Актуальность задачи исходит не только из того, что определяется принципиально новые подходы, технологии и конструкции, но и из того, что требуется оценить эффективность авионики на этапах ЖЦ и особенно в эксплуатации в её свойствах <строение> → <функционирование> → <адаптация> →<развитие> и аспектах деятельности <экономических>→ <организационно-управленческих>→<реализация ЛТХ и ЭТХ> при системных ограничениях.

Постановка задачи исследования.

Формирование экономико-математических методов и моделей повышения системной эффективности авионики перспективных ВС для задачи комплексирования на этапе замысла осуществляется на стадиях:

- анализа и обобщения тенденций развития авионики;
- анализа методов математического программирования;
- постановки экономико-математических моделей;
- разработки методов и алгоритмов получения оптимального решения комплексирования авионики.

В работе использована экономико-математическая многокритериальная модель – линейная, целочисленная, которая позволяет осуществить эффективность решения задачи оптимального комплексирования авионики современных ВС, для чего необходимо

обосновать критерий оптимизации и сформировать ограничения по надёжности выполнения функциональных задач и техническим характеристикам. Математические методы оценки надёжности функционирования комплексов систем достаточно развиты, но отсутствие программных средств, затрудняет решение практических задач. Сложности заключаются в следующем: показатели надёжности, особенно комплексные, выражаются сложным аналитическими соотношениями; реальные задачи оптимизации комплексирования авионики предполагают рассмотрение большого числа вариантов и способов выполнения функций; возможности вычислительной техники для задач оптимального комплексирования авионики предполагают рассмотрение большого числа вариантов и способов выполнения функций; возможности вычислительной техники для задач оптимального комплексирования ограничены.

В выше указанной проблеме выход их положения может быть найден в необходимости разработки своих программных средств под конкретные задачи выбора дискретных объектов, когда конкретные задачи выбора дискретных объектов, когда их количество определяет сложность и время решения.

Указанные сложности определяются необходимость решения ряда конкретных задач своими программными средствами, которые учитывают специфику задач для эффективного поиска решений. Отсюда их индивидуальность и невысокая распространённость, когда широкий круг исследователей не участвует в процессе поиска методов и средств.

В работе предполагается математическая модель и алгоритм задачи синтеза оптимального комплексирования авионики на этапе замысла (формирование идей), когда с одной стороны удаётся структурировать проблему, а с другой – выполнить постановку задачи достаточно общей для вовлечения в процесс более широкого круга исследователей. Для этой цели разработана многокритериальная модель оптимального комплексирования состава авионики перспективных ВС по критериям максимизации технической эффективности (максимизации показателей надежности) и минимизации приведенных затрат при ограничениях на ряд параметров. Математическая оптимизационная модель задачи сведена к целочисленной задаче линейного программирования и описан алгоритм, построенный на основе декомпозиции авионики в независимых комплектах и построении □-сети, Парето – оптимальных решений. Решение линейной модели задачи оптимального комплексирования осуществляется с помощью алгоритма. Модель реализована таким пакетом прикладных программ ADM-конструктора для АНТК «Антонов», а разработанная методика решения предусматривает диалоговый интерфейс с конструктором и базу данных для ряда ВС.

Анализ состояния вопроса по комплексированию авионики.

На начальных стадиях проектирования (замысел, эскизное проектирование) необходимо из многообразия структур авионики выбрать оптимальный вариант комплекта, удовлетворяющий совокупности требований: соответствия Нормам летной годности (АП-25, FAR-25, JAR); Международным стандартам качества и логистической поддержки по ЖЦ; лётно – эксплуатационным – надежностным – экономическим (стоимостным критериям по всему ЖЦ) и др. Определение характеристик каждого варианта – задача трудоемкая, при большом числе вариантов. Автоматизация этого процесса требует применения экономико-математических моделей, позволяющих повысить эффективность труда, снизить затраты по всему ЖЦ.

Внедрение авионики нового поколения, выполненной с применением современной авиационной элементной базы IMA (интегральные модульные конструкции) должно обеспечить с разрабатываемой новой концепцией проектирования и эффекта-повышения экономической эффективности по всему ЖЦ. Минимальная первичная стоимость ВС с авионикой нового поколения обеспечивается по всему ЖЦ, без предпочтения распределения ресурсов какому-либо этапу. Выгоды получают все участники проекта: проектировщики ВС, создатели авионики, эксплуатанты, органы сертификации через улучшение летно-технических характеристик, уменьшение массы и объема конструкции, повышение объема

коммерческой загрузки, снижение потребности в запасном оборудовании, упрощении сервиса и процедур доработок [1].

Для разработчиков ВС выгоды обеспечиваются через снижение первичной стоимости и стоимости поддержки технического состояния ВС по ЖЦ путем: снижения стоимости разработки, сертификации и производства; снижения массы авиационной электроники и повышение объема оплачиваемой загрузки; гибкости в отношении требований покупателей.

Для поставщиков авионики обеспечение выгод осуществляется через: улучшение возможностей по маркетингу увеличением объема рынка; увеличение срока производства продукции; гибкости в эффективном удовлетворении требований покупателей.

Для органов сертификации получение выгод происходит при: сертификации типа; сертификации дополнительно типа; квалификации авионики.

Для эксплуатантов выполнение целей обеспечивает получение выгод через: улучшение эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ) при внедрении авионики; внедрение новой философии технического обслуживания (ТО): «отсрочить процедуру ТО настолько, что никакого ТО не потребуется, пока ВС находится вне базы»; снизить неподтвержденные снятия блоков за счет расширения возможностей диагностики; IMA позволяет получить выгоды от изменения технологии и расширение свойств авионики, т. е. «возможность модификации систем и добавления новых функций через загрузку программного обеспечения на борту».

Основным глобальным критерием при проектировании является минимальная стоимость ВС с авионикой по всему ЖЦ, что реализуется при разработке, амортизации, выборе материалов, обосновании запасного оборудования, массе и габаритов авионики. рабочих характеристиках (ЛТХ и ЭТХ), оборудовании и затратах на развитие.

Выбор наилучшего решения в задачах оптимизации комплексирования структур авионики предполагает наличие правила сравнения альтернатив. В этом случае испольъзуют критерии оценки или нескольких скалярных функций. Само понятие оптимальности меняется на «оптимизацию по Парето», а задача выбора становится многокритериальной [2]. Решением становится не одна точка, а целое множество по Парето или эффективных точек. Оптимальное по Парето решение на случай нескольких функций будет, если значение любого критерия можно улучшить лишь за счет ухудшения других [3]. В задачах математического программирования одним из способов описания множества альтернатив может быть использование системы ограничений, а сами задачи занимают промежуточное положение между исследованиями операций и принятия решений. Этот класс задач относится к слабоструктурированным системам, так как поиск компромисса между конкурирующими критериями является целью решения. Поиск компромиссов осуществляет лицо, принимающее решение (ЛПР), а средством решения задач - человеко-машинные процедуры.

Математическая постановка задачи комплексирования авионики

Все оборудование ВС распределяется по физическим компонентам – комплексам, состоящим из систем и их аппаратурных модификаций, со своими ЛТХ (масса, габариты, энергопотребление, стоимость). Каждая самолетная функция должна выполняться с большой степенью вероятности цепочкой системы. Необходимо комплексировать структуру авионики: из множества вариантов выбрать структуру с высокой технической эффективностью при низкой первичной стоимости (затратах на эксплуатацию) и выполнении требований ограничений на параметры. Определяется уровень структурного резервирования относительно функционально-минимальной структуры (ФМС) из условия:

$$\sum_{j\in J_l}\sum_{i\in J_j} Q_i(x_i) \le cc_l\ ,\ l \in L\ , \qquad (1)$$

где $Q_i(x_i)$ - вероятность отказа цепочки (задачи), $Q_i(0) = 0$.

cc_l - требуемая вероятность выполнения задачи цепочкой l (для сложной ситуации).

Ограничения, характеризующие степень резервирования, определяются ресурсом

$$\min_{j\in J_k_i\in I_j} \mathrm{R_i} \ge \mathrm{BR_k}\ ,\ k \in K \qquad (2)$$

где R_i - ресурс i-й цепочки,

BR_k - ограничения по ресурсам k-го комплекса.

Для каждого комплекса авионики задаются два критерия им система ограничений, и, таким образом, формируется на этой части модели подзадача. Связывающими ограничениями для комплекса является уравнение (1), а математическая модель имеет вид:

$$F_{1k}(x) \to \max \text{ (критерий технической эффективности)}$$

$$F_{2k}(x) \to \min \text{ (критерий приведенных затрат)}$$

Система ограничений имеет вид:

$$\sum_{j \in J_k} \sum_{i \in J_j} M_i x_i \le BM_k \text{ , (масса)}$$

$$\sum_{j \in J_{xl}} \sum_{i \in J_j} c_i x_i \le BC_k \text{ , (стоимость)}$$

$$T_{ок} = \frac{1}{\sum_{j \in J_k} \sum_{i \in I_j} 1/T_{oi}(x_i)} \ge BN_k \text{ , (наработка на неисправность)} \qquad (3)$$

$$\sum_{j \in J_k} \sum_{i \in I_j} \mathrm{E}_{ri} \mathrm{x}_i \le \mathrm{BE}_{rk} \begin{cases} \text{энергия постоянного тока =, } r=1, \\ \text{энергия переменного тока } \sim, \ r=2 \end{cases}$$

$$\sum_{j \in J_k} \sum_{i \in I_j} w_i x_i \le BO_k \text{ , (охлаждения)}$$

где M_i - масса i-го вида аппаратуры;

C_i - стоимость i-го вида аппаратуры;

T_{oi} - наработка на отказ i-го вида аппаратуры;

E_{1i}, E_{2i} - потребляемая мощность постоянного и переменного тока i-м видом аппаратуры;

w_i - расход охлаждающего воздуха i-м видом аппаратуры;

BM_k, BC_k, BN_k, BE_{rk}, BO_k - значения ограничений для комплекса k.

Для каждого комплекса выбираем множество альтернативных по Парето оптимальных вариантов комплексирования авионики, а затем задача решается для всего ВС методом многокритериальной оптимизации.

Выводы:

Автоматизация процессов решения задач на уровне человеко-машинной системы, начиная с этапа замысла (проектирование), позволяет осуществить внедрение диалогового режима при выборе рационального состава авионики для ЛПР. Разработка пакета прикладных программ по задачам комплексирования авионики наполняет содержанием сущность современной концепции CALS-технологий, приводя исследования к стандартизованному комплексу технологий как конкурентоспособного оборудования.

Список литературы

1. ARINC-651. Руководство по проектированию интегральной модульной авиационной электроники. Пер. с англ. США. Мериланд, 1991. – 620 с.

2. *Воробьев В.М.* Подход к повышению системной эффективности комплекса «экипаж – воздушное судно – среда». Киев: КМУЦА. «Вісник» №1, 1998, с.224-230.

3. Информационные технологии наукоёмкого машиностроения: Компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под. общ. ред. А.Г. Братухина – К.: Техніка, 2001 – 728с.

УДК: 658. 011. 46: 656. 7. 073 (045)

В.М. Казак, д.т.н., І.С. Кошляк, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

АНАЛІЗ СПОСОБІВ ПРЕДСТАВЛЕННЯ ЗНАНЬ В СИСТЕМАХ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ

В статті розглянуті способи представлення знань в системах підтримки прийняття рішень та зроблено їхній аналіз. Було висвітлено слабкі та сильні сторони кожної з представлених моделей, в результаті чого була обрана найбільш оптимальна.

Систем підтримки прийняття рішень (СППР) – це інтерактивна комп'ютерна система, яка призначена для підтримки різних видів діяльності при прийнятті рішень із слабоструктурованих або неструктурованих проблем [1]. Інтерес до СППР, як перспективної галузі використання обчислювальної техніки та інструментарію підвищення ефективності праці в сфері управління економікою, постійно зростає. Ключове місце в інтелектуальних СППР займає проблема представлення знань. Це пояснюється тим, що форма представлення знань впливає на характеристики і властивості системи.

Класичними моделями, що використовуються для надання знань у СППР, є семантичні мережі, фрейми, логічні моделі, продукційні моделі, нейронні мережі.

Логічні моделі набули поширення на перших етапах створення СППР, що зумовлено наявністю чітких механізмів проведення логічного виводу. В основі логічної моделі представлення знань [2] лежить формальна система, яка за задається виразом виду:

$$M=<T, P, A, B> \quad (1)$$

Де T – множина базових елементів різної природи, P – множина синтаксичних правил, за допомогою яких з елементів T створюються синтаксично правильні вирази, A – підмножина аксіом, B – множина правил виводу нових виразів із множини A.

Для знань, які входять в базу знань, вважають, що множина A створює всі інформаційні одиниці, які введені в базу із зовні, а за допомогою правил виводу з них виводяться нові похідні знання. Тобто формальна система представляє собою генератор породження нових знань, які утворюють множину виведених в даній системі знань. Ця властивість дозволяє зберігати в базі лише ті знання, які утворюють множину A, а всі інші знання отримувати із них по правилам виводу. Обчислення висловлювань та обчислення предикатів являються класичними прикладами аксіоматичних систем. Ці формальні системи добре вивчені і мають розроблені моделі логічного виводу – головної мети процедури в інтелектуальних системах.

Переваги логічних моделей, що використовують мову логіки предикатів: досконалий формальний апарат логічного виводу, простота реалізації процедур виявлення протиріч.

Недоліками слід вважати високі вимоги, що висуваються до предметної області , і надмірний рівень формалізації знань, що ускладнює їхнє сприйняття. Такі моделі в складних предметних областях можуть бути надто громіздкими.

Продукційні моделі надання знань за аналогією з логічними моделями засновуються на застосуванні формальних породжуючи граматик. Асоціативні зв’язки між поняттями предметної області та відповідними реакціями виражаються у вигляді правил-продукцій виду “якщо – то” [2]. Вважається, що продукційна модель представлення знань найбільш адекватно відповідає людському мисленню. Бази знань продукційного типу являють собою сукупність незалежних правил-продукцій та понять предметної області.

Продукційна система, або система правил продукцій – деяка узгоджена безліч окремих продукцій вигляду:

$$(i): Q; P; A \Rightarrow B; N \quad (2)$$

де (i) – ім’я продукції; Q – сфера застосування продукції; P – умова застосування ядра продукції; $A \Rightarrow B$ – ядро продукції, у якому A - умова ядра (антецедент), B –

заключення ядра (консеквент); $\Rightarrow$ – знак логічної секвенції (“ЯКЩО A ТО B”); N – після умова продукції.

Ім’я продукції (i) – унікальний ідентифікатор, що надається сукупністю букв або дозволених мовою представлення знань символів та дозволяє єдиним образом визначати продукцію у системі. Найбільш часто продукція задається за допомогою ідентифікаційного номеру. Умова застосування ядра продукції P – логічний вираз (як правило, предикат), за допомогою якого активізується ядро продукції : якщо P – істина ядро активізується, у протилежному випадку – ні. У багатьох випадках P відсутня у продукції, або об’єднується з ядром продукції.

Ядро продукції $A \Rightarrow B$ – центральний компонент продукції. Як правило, ядро продукції має вигляд речення-правила “ЯКЩО A ТО B”, де A, B – деякі логічні вирази. Знак логічної секвенції має зміст логічного випливання B із істинного A. Якщо A не істинно, то про істинність B не можна зробити ніяких висновків. У базах знань інтелектуальних систем умова ядра A виступає також як деяке речення-зразок, логічний вираз, за яким здійснюється пошук у базі знань. Заключення ядра B виступає як дія, процедура, яка виконується при успішному завершенні пошуку. Післяумова продукції N містить опис процедур, які необхідно виконати у разі реалізації ядра продукції (тобто при істинності B). В нечітких продукційних системах представлення знань кожне з правил продукцій може додатково мати параметризовану кількісну оцінку ступеня істиності правила, яка формально знаходиться в N.

До переваг продукційних моделей відносять: простота аналізу окремих продукцій, простота поповнювання бази знань, висока ефективність механізмів логічного виводу для невеликих обсягів знань.

Недоліками прдукційних моделей являються: обмежена здатність до навчання, складність оцінки цілісного обсягу знань за окремими правилами, низька ефективність вирішення різнотипних задач.

Семантичні мережі (СМ) відносяться до об’єктно-орієнтованих методів представлення знань. На відміну від логічних, чисто аналітичних моделей баз знань, СМ представляють клас підходів, для яких загальним є використання графічних схем з вузлами і дугами, що з'єднують ці вузли [2]. Останні відображають відносини між вузловими елементами.

Формально моделі представлення знань на основі семантичних мереж представляють у вигляді:

$$H=<I, C_1, C_2, \ldots, C_n, G> \quad (3)$$

Де I – множина інформаційних одиниць, $C_1, C_2, \ldots, C_n$ – множина типових зв’язків між інформаційними одиницями, відображення G задає між інформаційними одиницями, які входять в I, зв’язки із заданого набору типів зв’язків.

Структура, яка підтримується будь-якою семантичною мережею, представляє собою граф. Вид семантичної мережі і області моделювання, на яку вона орієнтована, визначаються принципами відмінності між різними видами вершин та дуг.

Проблема пошуку розв’язку в базі знань типу семантичної мережі процедурно зводиться до задачі пошуку фрагмента мережі. Фрагмент мережі відповідає деякій її підмножині, за допомогою якої формалізується запит до бази знань. Недоліком даної моделі представлення знань є складність організації процедури пошуку виводу для складних ієрархічних багаторівневих семантичних мереж. Основними перевагами семантичних мереж є універсальність і можливість відображення теоретично необмеженої кількості понять і відношень предметної області.

Фреймові моделі у порівнянні із семантичними мережами дають більш формалізований і в той же час досить гнучкий «механізм» представлення знань. Поняття фрейму [2] трактується, як мінімальний опис деякої сутності, в якому міститься все, що необхідно для її ідентифікації.

Інформаційна структура фрейму представлена на рис.1. Фрейм складається з імені, що виконує роль ідентифікатора, і слотів. Ідентифікатор, що привласнюється фрейму, повинний мати унікальне ім'я, єдине в даній фреймовій (мережній) системі. Кожен фрейм включає

довільне число слотів, при цьому деякі з них визначаються самою системою, а інші задаються користувачем.

Кожен слот має визначену структуру даних, що включає:

1. Ім'я слота. Це ідентифікатор, що привласнюється слоту. Він унікальний у межах даного фрейму.

Ім'я фрейму

Ім'я слота	Ім'я атрибута слота	Значення (атрибута) слота (приєднана процедура)	Демон
Слот 1			
Слот 2			
⋮ ⋮			
Слот n			

Рис.1. Структура фрейму

2. Ім'я атрибута слота – ідентифікатор атрибута слота.

3. Значення (атрибута) слота (приєднана процедура). Покажчики типу даних атрибутів, значення атрибутів. Особливістю є наявність у слоті так званих приєднаних (інкапсульованих) процедур. Приєднана процедура являє собою програму процедурного типу, що запускається за повідомленнями, які одержані з інших фреймів.

4. Демон. Демоном називається процедура, яка автоматично запускається при виконанні деякої умови. Наприклад, демон IF-NEEDED запускається, якщо в момент звертання до слоту його значення не було встановлено. Демон IF-ADDED запускається при підстановці в слот значення, демон IF-REMOVED – при стиранні значення слота. У результаті виконуються всі рутинні операції, що забезпечують підтримку бази знань в актуальному стані.

Завдяки слотам-посиланням (“a kind of”, “is a”, та ін) фреймові системи утворять ієрархічні структури, що реалізують принцип спадкування інформації. Спадкування відбувається в напрямку «суперклас-підклас», «клас-екземпляр класу». Фрейм, у якому заповнені всі значення слотів, називається фреймом - екземпляром. Існують ще зразки чи фрейми-прототипи. Вони являють собою оболонку, у якій зазначені тільки імена слотів. Інкапсульовані в слоти чи приєднані процедури є важливою особливістю фреймових мереж, що істотно відрізняють їх від мереж семантичних. Ці процедури додають фреймовій системі можливість керування виводом, таким же способом, як це робиться на основі використання об’єктно-орієнтованих мов. Проте відсутність формальної семантики ускладнює логічну інтерпретацію і порівняння властивостей різних фреймових моделей.

Використання нейронних мереж дає змогу опосередковано надавати знання через навчаючі вибірки та структуру мережі. Нейронні мережі функціонують у двох режимах: навчання та обробки даних. У процесі навчання на вхід нейронної мережі подаються навчаючі комбінації, за якими здійснюється корекція вагових коефіцієнтів мережі. Навчання закінчується по досягненні прийнятого рівня похибок на тестових прикладах або по досягненні граничної кількості ітерацій [1]. У процесі роботи мережі кожен нейрон підсумовує зважені вхідні сигнали та здійснює перетворення з використанням активаційної функції певного типу. Робота нейрону у мережі зображується у загальному вигляді:

$$OUT = F\left(\sum_i w_{ij}^l \, x_{ij}^l - \Theta \right) \qquad (4)$$

Де x_{ij}^l – і-й вхідний сигнал j-го нейрона шару l; w_{ij}^l – ваговий коефіцієнт і-го входу j-го нейрона шару l; Θ_{jl} – пороговий рівень j-го нейрона шару l; F – функція активації нейронів; OUT – вихідний сигнал нейрону.

Навчання нейронних мереж для вирішення конкретних задач полягає у виборі кількості шарів мережі, виборі виду функцій активації нейронів, визначенні меж навчання мережі, а також інтерпретації її вихідних значень.

Нейронні мережі володіють наступними позитивними ознаками: здатність до навчання, узагальнення та абстрагуваня. Властивість нейронних мереж до узагальнення визначає їхню придатність до функціонування в умовах неповноти та суперечності вхідних даних.

До недоліків нейронних мереж відносяться: навчання нейронних мереж можливе лише в межах фіксованої структури вхідних даних, а сприйняття нових типів потребує зміни структури мережі; СППР на основі нейронних мереж не здатні пояснювати згенероване рішення.

Застосування нейронної мережі можна розглянути на простому прикладі. Нехай експерти припускають можливі маршрути доставки вантажів. Базуючись на знанні нормативних значень швидкості руху транспортного засобу та умов зовнішнього середовища, експерт прогнозує значення часу доставки у вигляді функції приналежності. В такому випадку система експертних висновків буде наступною:

$$\begin{aligned}
&\textit{Якщо } t_1 \in B_1^1 \ \&\ t_2 \in B_2^1 \ \&\ \ldots \&\ t_n \in B_n^1, \textit{ то } t = \sum_{i=1}^{n} t_i, \\
&\textit{інакше, якщо } t_1 \in B_1^2 \ \&\ t_2 \in B_2^2 \ \&\ \ldots \&\ t_n \in B_n^2, \textit{ то } t = \sum_{i=1}^{n} t_i, \\
&\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\
&\textit{інакше, якщо } t_1 \in B_1^m \ \&\ t_2 \in B_2^m \ \&\ \ldots \&\ t_n \in B_n^m, \textit{ то } t = \sum_{i=1}^{n} t_i
\end{aligned} \qquad (5)$$

В системі () $t_1, i = \overline{1,n}$ – час проходження транспортним засобом визначених пунктів у вказаному напрямку.

Висновки

Розглядаючи задачу розробки системи прийняття рішень вантажних авіаційних перевезень в нечіткій обстановці слід звернути увагу на те, що перевезення вантажів – складний багатогранний процес, який вимагає багаторівневого процесу прийняття рішень. Необхідно розглядати транспортне підприємство з точки зору системного аналізу, щоб виявити взаємозв'язки між структурними підрозділами та основними елементами та компонентами, що, в свою чергу, дає можливість проаналізувати недоліки та переваги в роботі організації, її зв'язки із зовнішнім середовищем та зробити обгрунтовані наукові висновки для поліпшення конкурентноспроможності підприємства та подальшого його розвитку [3]. Тому для того щоб система підтримки прийняття рішень задовольняла вимогам ефективності з урахуванням умов невизначеності необхідно обрати відповідну модель представлення знань. Таким вимогам відповідає нейронна мережа. Ще одна серйозна перевага нейронних мереж полягає в тому, що експерт не є заручником вибору математичної моделі поведінки часового ряду. Побудова нейромережевої моделі відбувається адаптивно під час навчання, без участі експерта. При цьому нейронній мережі пред'являються приклади з бази даних і вона сама підлаштовується під ці дані.

Список літератури

1. *Силов В. Б.* Принятие стратегических решений в нечткой обстановке. – М.: ИНПРО – РЕС, 1995 – 230 с.
2. *Тез А.* логический поход к исскуственному интеллекту: от классической логики к логическому программированию – М.: Мир, 1990. – 432 с.
3. *Казак В.М.* Системний аналіз автоматизованих організаційно-технічних систем: Навчальний посібник – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2008. – 164 с.

УДК 621.396.933:656.7 (043)

Т.А. Мазур, к.т.н., Ю.И. Шепелев, к.т.н., Д.О. Шевчук, к.т.н.
(Национальный авиационный университет, Украина)

МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И НАВЕДЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Проведена сравнительная оценки различных схем комплексирования первичной информации и управления траекторным движением подвижных объектов, а так же предложена методика определения координат подвижных объектов в геодезической системе координат

Для решения задач комплексирования результатов разнородных наблюдений подвижных объектов (ПО) большое значение имеет построение адекватных математических моделей компонентов, входящих в структуру системы управления ПО большой дальности: модель движения ПО, модели датчиков первичной информации, математические модели и алгоритмы комплексирования, поскольку адекватность моделей обеспечивает качество работы системы в целом.

Задачи синтеза и моделирования алгоритмов комплексирования разнородных источников первичной информации и управления траекторным движением ПО являются важными и актуальными. При этом целесообразно рассмотреть современные навигационные средства и источники первичной информации, рассмотреть физические принципы их работы, а также сделать выводы о возможностях их комплексирования. Для обеспечения надежности при построении систем управления важно рассматривать источники с разнородными принципами наблюдений.

В начале для решения поставленной задачи необходимо рассмотреть системы координат, используемые в навигации, описать основные источники навигационной информации, их точность и физические принципы получения данных наблюдений.

При получении наблюдений навигационных измерителей пользуются различными системами координат (СК). Системой координат, используемой в спутниковой радионавигации, является геоцентрическая подвижная система OXYZ, например ПЗ-90 в системе навигационных спутников ГЛОНАСС или WGS-84 в NAVSTAR /1/ (рис.1). Центр этой СК расположен в центре масс Земли. Ось OZ совпадает с осью OZ_0 инерциальной системы координат $OX_0Y_0Z_0$ и направлена вдоль оси вращения Земли в сторону Северного полюса. Ось OX лежит в плоскости земного экватора и связана с гринвичским меридианом. Плоскость OXZ определяет положение нуль-пункта принятой системы координат системы отсчета долготы.

В геоцентрической подвижной системе координат формируется информация о движении спутников, которая передается в навигационном сообщении потребителю. В этой же СК на этапе вторичной обработки информации рассчитываются координаты самого ПО.

Однако потребителя в большей степени интересуют такие координаты как высота, широта и долгота, которые относятся к геодезической системе координат. Геодезические координаты точки связаны с физической моделью земли в виде эллипсоида с большой полуосью *a,* лежащей в экваториальной плоскости, и малой полуосью *b* [2]. При этом геодезическая широта *B* точки *A* определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. Геодезическая долгота *L* точки *A* определяется как угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку *A* (положительное направление счета долгот - от начального меридиана к востоку). Геодезическая высота *H* определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки *A*.

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные геоцентрические координаты $\{X_{ГА}, Y_{ГА}, Z_{ГА}\}$потребителя должны быть преобразованы в геодезические координаты B_A, L_A, H_A. Указанные координаты связаны соотношениями [3]:

$$X_{\Gamma A} = (N + H_A) \cdot \cos(B_A) \cdot \cos(L_A),$$
$$Y_{\Gamma A} = (N + H_A) \cdot \cos(B_A) \cdot \sin(L_A),$$
$$Z_{\Gamma A} = [(1 - e^2) \cdot N + H_A] \cdot \sin(B_A),$$

где $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}$, е-эксцентриситет земного эллипсоида, а – большая полуось земного эллипсоида .

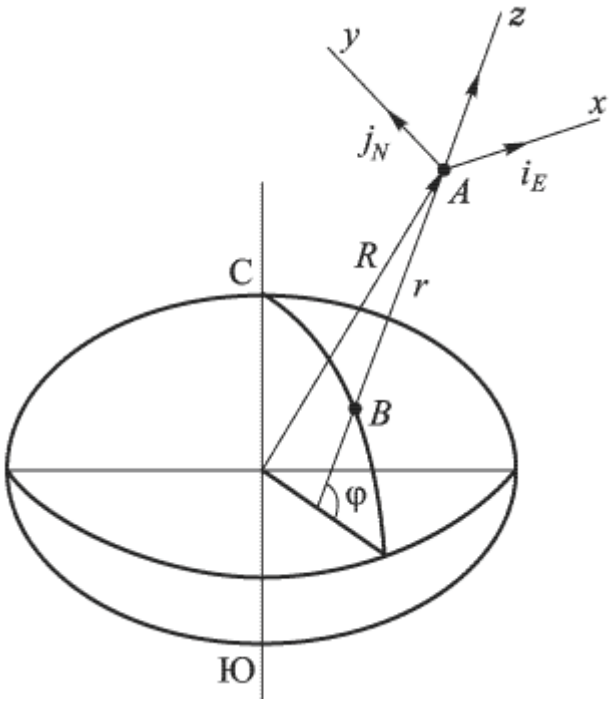


Рис. 1 Геоцентрическая подвижная система координат OXYZ

Начало стартовой системы координат $X_{Гц}, Y_{Гц}, Z_{Гц}$, привязанной к положению цели в геоцентрической системе координат, можно определить на основе следующих зависимостей:

$$X_{Гц} = (N + H_ц) \cdot \cos(B_ц) \cdot \cos(L_ц)$$
$$Y_{Гц} = (N + H_ц) \cdot \cos(B_ц) \cdot \sin(L_ц)$$
$$Z_{Гц} = [(1 - e^2) \cdot N + H_Ц] \cdot \sin(B_ц)$$

где $B_ц, L_ц, H_ц$ - соответственно широта, долгота и высота цели.

Решим обратную задачу, т.е. по текущим декартовым координатам траектории полета ПО в земной системе координат $X_g(t), Y_g(t), Z_g(t)$, определим его текущие географические координаты: широту, долготу и высоту $B(t), L(t), H(t)$.

Пусть начальным географическим координатам B_0, L_0, H_0 соответствуют геотропические координаты X_0, Y_0, Z_0 После преобразований получим соотношение между текущими координатами $X_g(t), Y_g(t), Z_g(t)$ земной декартовой СК и географическими

$$L(t) = \arctan(\frac{Y_0 + Z_g(t)}{X_0 + X_g(t0}),$$
$$B(t) = \arccos(\frac{(X_0 + X_g(t)) \cdot \cos(L(t)) + (Y_0 + Z_g(t)) \cdot \sin(L(t))}{N + H_g(t)}), \quad (1)$$
$$H(t) = H_g(t) - H_0.$$

Таким образом, составляется полетное задние и задается траектория ПО в географических координатах $B(t), L(t), H(t)$. Теперь необходимо решить и прямую задачу: по географическим координатам определить соответствующие координаты в земной декартовой системе.

Решим систему уравнений (1) относительно параметров $X_g(t), Y_g(t), Z_g(t)$. После преобразования получим:

$$\tan(L(t)) \cdot X_g(t) - Z_g(t) = Y_0 - X_0 \tan(L(t))$$

$$\cos(L(t)) \cdot X_g(t) + \sin(L(t)) \cdot Z_g(t) = \cos(B(t)) \cdot (N + H_0) - X_0 \cdot \cos(L(t)) - Y_0 \cdot \sin(L(t))$$

$$H_g(t) = H(t) - H_0$$

Воспользовавшись правилом Крамера, найдем определители $\Delta, \Delta_X, \Delta_Z$:

$$\Delta = \begin{vmatrix} \tan(L(t)) & -1 \\ \cos(L(t)) & \sin(lL(t)) \end{vmatrix},$$

$$\Delta_X = \begin{vmatrix} \tan(L(t)) & Y_0 - X_0 \tan(L(t)) \\ \cos(L(t)) & \cos(B(t)) \cdot (N + H_0) - X_0 \cdot \cos(L(t)) - Y_0 \cdot \sin(l(t)) \end{vmatrix},$$

$$\Delta_Z = \begin{vmatrix} Y_0 - X_0 \tan(L(t)) & -1 \\ \cos(B(t)) \cdot (N + H_0) - X_0 \cdot \cos(lL(t)) - Y_0 \cdot \sin(l(t)) & \sin(L(t)) \end{vmatrix}.$$

отсюда

$$X_g(t) = \frac{\Delta_x}{\Delta},$$

$$Z_g(t) = \frac{\Delta_Z}{\Delta},$$

$$H_g(t) = H(t) - H_0.$$

Зная координаты двух точек А и В можно определить расстояние между ними в земной декартовой системе координат по следующей методике.

Длина дуги одной секунды меридиана на широте точки А в метрах - J_A:

$$J_A = \frac{111.143 - 0.562 \cdot \cos(2 \cdot B_A)}{3.6},$$

где B_A - значение географической широты в токе А.

Разность координат точек А и В по широте в секундах - $\Delta_{AB}^{Ш}$:

$$\Delta_{AB}^{Ш} = B_A - B_B,$$

где B_B - значение географической широты в токе В.

Разность координат точек А и В в метрах по широте - $m_{Ш_{AB}}$:

$$m_{Ш_{AB}} = \Delta_{AB}^{Ш} \cdot J_A,$$

Длина дуги одной секунды параллели на широте точки А в метрах - G_A:

$$G_A = \frac{111.321 \cdot \cos(B_A) - 0.094 \cdot \cos(3 \cdot B_A)}{3.6}.$$

Разность координат точек А и В в секундах по долготе - $\Delta_{AB}^{Д}$:

$$\Delta_{AB}^{Д} = L_A - L_B,$$

где L_A, L_B - значения географической долготы в точках А. и В.

Разность координат точек А и В в метрах по долготе - $m_{Д_{AB}}$:

$$m_{Д_{AB}} = \Delta_{AB}^{Д} \cdot G_A.$$

Разность координат точек А и В в метрах по высоте - $m_{H_{AB}}$:

$$m_{H_{AB}} = H(t) - H_0.$$

Приведенная методика позволяет по географическим координатам двух объектов определить их относительные координаты в земной декартовой СК.

В ряде источников [5,6] приведены материалы сравнительной оценки различных схем комплексирования разнородной навигационной информации.

Например в литературе приведены результаты испытаний по программе DARPA МО США на самолете ВМС США F/A-16 спутниково - инерциального блока (СИБ) GGP (GPS Guidance Package), имеющих целью проверить возможности такой интегрированной системы в реальных условиях полета ударного самолета тактического назначения. Испытания были проведены в период с 26.11 по 2G.12. 1996 г. на базе Военно-морского испытательного центра Patuxent Rivers, Md.

Прежде всего, значительный интерес представляет опыт интеграции приемника GPS в бортовое оборудование самолета-"невидимки" В-2.

Навигационная подсистема NSS бомбардировщика В-2 "Стелс" первоначально предназначалась для выполнения задач в автономном режиме без использования коррекции от спутниковой радионавигационной системы GPS [4]. Поэтому она включает две обычные платформенные инерциальные навигационные системы (ИНС) с высококачественными инерциальными датчиками и гравитационной компенсацией веса. Одна из платформ вместе с астрокорректором (АК) образует астроинерциальную навигационную систему (АИС). Задачей АК является ограничение ошибок ИНС, обусловленных дрейфами гироскопов. NSS корректируется также измерениями дальности и скорости изменения дальности относительно известных ориентиров. Такие измерения осуществляются с помощью бортовой радиолокационной станции (РЛС) с синтезированной апертурой (САР).

Бортовая аппаратура спутниковой радионавигационной системы (СРНС) типа MAGR (Miniatured GPS Airborne Receiver) фирмы Rockwell-Collins размещается на борту В-2 с целью:

- обеспечения точного целеуказания с помощью РЛС с САР;
- пуска управляемых средств поражения, оснащенных аппаратурой GPS;
- обеспечения применения неуправляемых средств поражения.

Для обеспечения ускоренного взлета и обеспечения системы автоматического управления информацией об углах ориентации самолета в состав оборудования включается лазерный информационный комплекс вертикали и курса (ЛИК-ВК), построенный на основе кольцевых лазерных гироскопов среднего уровня точности фирмы Kearfott.

Одной из задач ЛИК-ВК является обеспечение начальными данными ИНС и АИС для их начальной выставки на земле и в воздухе. При этом предусматриваются три модификации наземной выставки: наземная выставка с гирокомпасированием, ускоренная наземная выставка и быстрая выставка.

Во время выставки в воздухе ЛИК-ВК работает как основное навигационное средство до прогрева и выставки платформенных систем.

ЛИК-ВК имеет собственный фильтр Калмана, который, в частности, используется для комплексирования ЛИК-ВК с GPS. В процессе выставки предполагалось также использовать измерения РЛС с САР.

В номинальном режиме работы NSS АИС и ИНС связаны в единый комплекс посредством фильтра Калмана NSS 67-го порядка. Кроме того, в качестве резервного работает фильтр АИС. В случае расходимости фильтров NSS и АИС фильтр NSS будет автоматически разделен на два фильтра (ИНС и АИС).

При использовании GPS показания координат и скорости этих фильтров будут практически одинаковыми. Разделение фильтров NSS и АИС может осуществляться оператором и вручную.

Коррекция NSS с помощью GPS осуществляется посредством слабосвязанной (каскадно-связанной) схемы комплексирования, в которой: предусматривается коррекция координат и высоты полета через 30 с разносом координатных и высотных коррекций на 15с.

Измерения скорости при этом не используется, поскольку предполагается высокая точность определения скорости в NSS в автономном режиме.

Точная скоростная информация ИНС используется с частотой 16 Гц для сужения полосы пропускания следящих контуров БА GPS с целью борьбы с помехами. Приемник GPS MAGR позволяет использовать как одночастотные, так и двухчастотные определения координат в зависимости от складывающейся электромагнитной обстановки и условий прохождения и приема спутниковых радиосигналов. При этом используются различные модели ионосферных задержек (State 5 и State 3).

Более высококачественные данные GPS (State 5), полученные на основе приема сигналов не менее, чем 4-х космических аппаратов (КА) со слежением по коду и несущей и демодуляцией данных, обрабатываются с помощью фильтра, весовые коэффициенты которого соответствуют обычной схеме Калмана. Более грубые; измерения (State 3) воспринимаются фильтром с дополнительными весовыми коэффициентами (не более 1/10).

Выводы

Задача обеспечения надежного управления траекторным движением ПО решается с использованием источников с разнородными физическими принципами наблюдений. Предложена методика обработки навигационной информации, для определения основных параметров ПО: высоты, долготы и широты. Рассмотрены различные схемы комплексирования, проводится анализ характера ошибок навигационных систем и адекватность реальным физическим процессам.

Список литературы

1. *Мирошников А.Н., Румянцев С.Н.* Моделирование систем управления технических средств транспортаГЭТУ. – СПб, «Элмор», 1999, – 224 с.

2. *Газалин В.Ф.* Системы геодезических параметров Земли. «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90) .М., КНИЦ, 1998 г.

3. *Соловьев Ю.А.* Системы спутниковой навигации – М., Эко-Трендз, 2000.

4. *Соловьев Ю.А.* Комплексирование глобальных спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАС и GPS – с другими навигационными измерителями /Радиотехника, 1999, №1

5. *Pervan B.* et al .A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity, Navigation, vol. 45, №1,1998.

6. *Sturza M.* et al. Navigation System Integrity. Monitoring Using Redundant Measurements, Navigation, vol. 35, №4,1988 – 89.

УДК 378.012 (045)

Ю.Т. Гуз, к.т.н. доц., І.В. Прохоренко, асистент
(Національний авіаційний університет, Україна)

ФОРМАЛІЗАЦІЇ ЗАДАЧ НАВЧАННЯ З КОНТРОЛЕМ І ЗАБУВАННЯМ НАВЧАЛЬНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

У статті наведено моделювання задач навчання з контролем та контролем забування навчальної інформації, з визначенням проблем забування навчальної інформації

Основна частина

В даній статті пропонується розглянути різні форми забування навчальної інформації із застосуванням їх до різних моделей навчання [1]:

– навчання з контролем і забуванням навчальної інформації;

– навчання з повторюванням навчальної інформації;

– навчання з контролем навчальної інформації.

В роботі розглядається можливість зберігання вже засвоєної інформації, коли має місце природний процес її забування. Засновник кібернетики Нейман розглядав спостерігача, який забуває інформацію, яка пов'язувалася із зростанням ентропії з плином часу. Растригін [2] розглядав наступну модель: якщо p^N – ймовірність незнання порції інформації в момент часу $t = N$ (при умові, що при $t = 0$ навчаючий даною порцією інформації володів), то:

$$p^{N+1} = 1 - (1 - p^N)\exp(-C^N \Delta t_{N+1}), \quad (1)$$

де: C^N – коефіцієнт швидкості забування інформації. Нами пропонується використовувати більш простіші моделі, вважаючи, що: $\sigma_N = \xi_{NK}\sigma_K$,де: σ_K – ступінь володіння даним фрагментом навчальної інформації в момент часу t_K, ξ_{NK} – коефіцієнти втрати інформації за час $t_N - t_K$ за рахунок її забування. Для визначення ξ_{NK} скористаємося наступними виразами:

$$\left.\begin{aligned} \xi_{NK} &= \frac{\eta}{N-K+1}; \\ \xi_{NK} &= \eta\left(1 - \ln\frac{1}{N-K+1}\right). \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

$$\left.\begin{aligned} \xi_{NK} &= \frac{1}{\eta(N-K)+1}; \\ \xi_{NK} &= 1 - \ln\frac{1}{\eta(N-K)+1}. \end{aligned}\right\} \quad (3)$$

Підбираючи кожного разу параметр η з метою спрощення на окремих часових інтервалах можна апроксимувати залежність (1) формулами (2) та (3). Всі ці формули вбудовані так, що коли $K = N, \xi_{NK} = 1$. Розглядаючи моделі контролю вивченої інформації для різних форм забування інформації відповідно до проведених розрахунків моделей (2-3) є можливість характеризувати залежність критерію оптимальності від часу засвоєння матеріалу, який приймає наступний вигляд:

$$F(\Delta) = 1 \cdot \frac{\Delta_1}{1+\Delta_1} + \frac{\Delta_2}{1+\Delta_2} \cdot \sigma_{1надл.} \quad (4)$$

де: $\sigma_{надл.} = \sigma_1 \cdot \xi_i \cdot \eta$, $i = 1,2,3,4$.

Критерій оптимальності $F(\Delta)$ розраховувався з урахуванням різних рівнів здібностей суб'єктів – η , а саме:

$$1.\ \xi_1 = \frac{\eta}{\Delta - 0.5\Delta + 1} \qquad (5)$$

Таблиця 1.

Рівень різних індивідуальних здібностей суб'єктів

η_1	η_2	η_3	η_4
1,1	0,95	0,7	0,45

Залежність критерію оптимальності від часу засвоєння порції навчальної інформації зображено на Рис.1-4. На Рис.1 ми спостерігаємо криві, екстремуми яких, залежить від η – рівень індивідуальних здібностей суб'єктів. Отриманий результат обчислень встановив і дозволяє зробити висновок, що чим вище η, тим менше часу потрібно для засвоєння порції навчальної інформації. Для наглядності графічну залежність критерію оптимальності від часу засвоєння навчальної інформації з урахуванням різних рівнів здібностей приведено на Рис.1, Рис.2, Рис.3. На Рис.1. при:

$\eta_1 = 1{,}1$ – час засвоєння інформації здійснюється протягом 5 навчальних годин;

$\eta_2 = 0{,}95$ – час засвоєння інформації здійснюється протягом 8 навчальних годин;

$\eta_3 = 0.7$ – час засвоєння інформації здійснюється протягом 23 навчальних годин;

$\eta_4 = 0.45$ – час засвоєння інформації здійснюється протягом 25 навчальних годин.

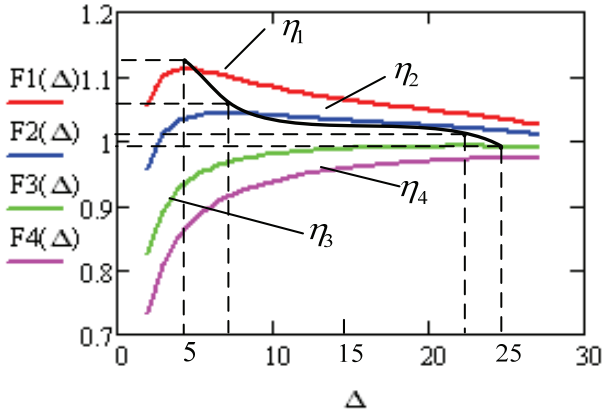


Рис.1. Залежність критерію оптимальності від часу засвоєння суб'єктами різних порцій навчальної інформації при різних рівнях індивідуальних здібностей

$$2.\ \xi_3 = \frac{1}{\eta \cdot (\Delta - 0.5\Delta) + 1} \qquad (6)$$

Таблиця 2

Рівень різних індивідуальних здібностей суб'єктів

η_1	η_2	η_3	η_4
1,5	1,2	1	0,8

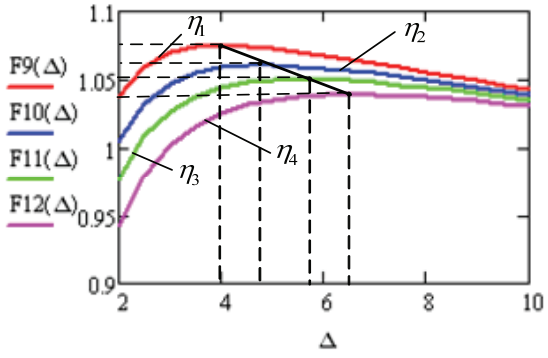


Рис.2. Залежність критерію оптимальності від часу засвоєння суб'єктами різних порцій навчальної інформації при різних рівнях індивідуальних здібностей

Криві на Рис.2 характеризують, що при:

$\eta_1 = 1{,}5$ – час засвоєння інформації здійснюється за 4 навчальних години;

$\eta_2 = 1{,}2$ – час засвоєння інформації здійснюється за 4,5 навчальних години;

$\eta_3 = 1$ – час засвоєння інформації здійснюється за 6 навчальних годин;

$\eta_4 = 0{,}8$ – час засвоєння інформації здійснюється за 6,5 навчальних годин.

$$3.\ \xi_4 = 1 - \ln\frac{1}{\eta \cdot \Delta - 0.5\Delta + 1} \qquad (7)$$

Таблиця 3

Рівень різних індивідуальних здібностей суб'єктів

η_1	η_2	η_3	η_4
1,5	1,2	1	0,7

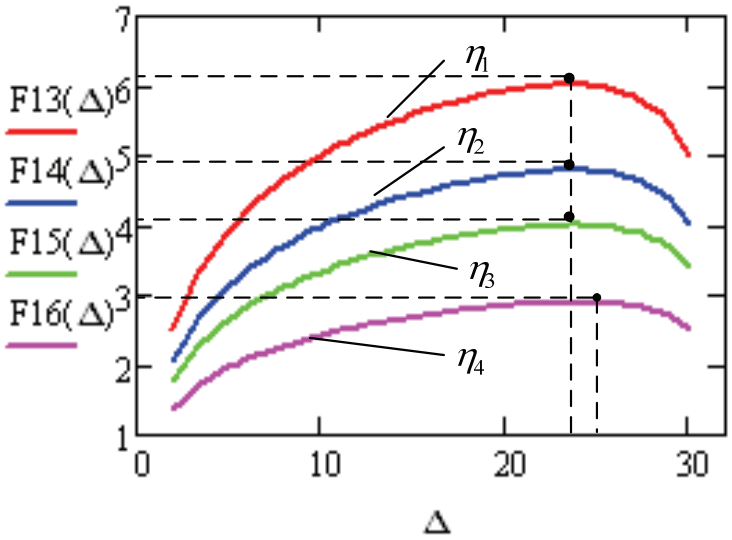


Рис.3. Залежність критерію оптимальності від часу засвоєння суб'єктами різних порцій навчальної інформації при різних рівнях індивідуальних здібностей

Аналіз кривих Рис. 3 показує, що з зменшенням параметру η від 1,5 до 1 час засвоєння порції інформації для різних η_i становить протягом (23,5) та 24 навчальних години. Тож відповідно до Рис.1-3 у всіх трьох моделях, зі зменшенням η тобто індивідуальних здібностей суб'єктів збільшується час засвоєння порції навчального матеріалу (Δ), і зменшується критерій оптимальності $F(\Delta)$.З вище наведеного можна зробити загальний висновок, що у суб'єктів, які мають менші інтелектуальні здібності необхідно більше часу приділити для вивчення навчального матеріалу для того, щоб інформація була засвоєна оптимально. На даний час у всьому світі зросли технологічні можливості передачі інформації тому в роботі нами також піднімається дослідження – залежності засвоєння переданої інформації суб'єктам навчання, від швидкості її передачі. Визначення рівня засвоєння σ від швидкості передачі навчальної інформації ν_i нами пропонується моделлю яка має наступний вигляд:

$$\sigma = f\nu_i e^{-\lambda\nu_i}.$$

В цьому випадку існує оптимальна швидкість передачі інформації, яка визначається з умови:

$$\frac{d\sigma}{d\nu_i} = 0.$$

Звідки знаходимо $\nu_{opti} = \nu_i^* = \frac{1}{\lambda}$, а максимальне (найкраще) засвоєння навчального матеріалу досягається, коли $\sigma = \sigma_{\max} = f\nu_i^* e^{-1}$, тоді модель зводиться до вигляду (8):

$$4.\ \sigma(v) = \sigma_1 \cdot \frac{v}{v_1} \cdot e^{\frac{v_1 - v}{v_1}} \qquad (8)$$

Таблиця 4

Рівень різних індивідуальних здібностей суб'єктів

λ_1	λ_2	λ_3	λ_4
0,1	0,5	0,3	0,18

Вид залежності (4) має вигляд:

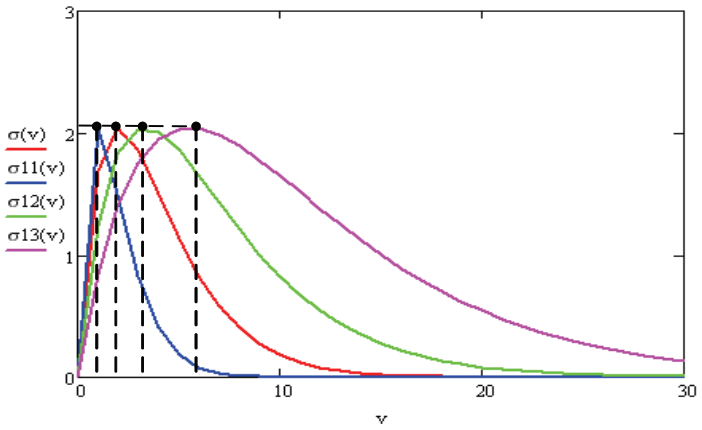


Рис.4. Залежність рівня засвоєння інформації від швидкості її передачі.

На Рис.4 показано зміну λ ступінь засвоєння інформації залишається постійним, а час передачі інформації змінюється. Дана модель базується на припущенні, що чим менший коефіцієнт λ тим більша швидкість засвоєння інформації. А чим більший коефіцієнт λ тим менша швидкість засвоєння інформації. З інтуїтивної точки зору ця модель може бути визначена наявністю ефекту забування і тоді при занадто повільному, викладу деякого об`єму навчальної інформації засвоєння буде ускладнено ефектом забування.

Висновок

В роботі визначено момент готовності суб'єктів навчання до переходу вивчення наступної порції інформації. Запропоновані моделі формалізації задач навчаня з контролем і забуванням інформації можуть дозволити більш об'єктивно для суб'єктів навчання забезпечувати формування блоків навчальної інформації за рахунок чого значно підвищиться рівень якісного засвоєння нової інформації і відповідно відсоток її забування зменшиться.

Література

1. *Касьянов, В. А.* Элементы субъективного анализа [Текст] / В. А. Касьянов. — К.: НАУ, 2003. — 224с.

2. *Растригин Л.А.* Обучение как управление [Текст] / Л. А. Растригин. – Изд. АН, Техническая кибернетика, №2, 1993.

3. *Эббингауз Г.* Ассоциативная психология [Текст] / Г. Эббингауз, А. Бэн. – М.: АСТ-ЛТД, 1998. – 528 с.

4. *Стратанович Р.Л., Гришанин Б.Л.,* Ценность информации при невозможности наблюдения оцениваемой случайной величины // Техническая кибернетика. №3.– М.:АНСССР, 1966.– 137 с.

УДК 331.101:65.014.1(045)

О.В. Самков, д.т.н., Т.І. Крамаренко, М.А. Васильєв, А.І. Кобулей
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА ОБГРУНТУВАННЯ ВИМОГ ДО ЕРГАТИЧНОЇ ЛАНКИ В СИСТЕМІ АВТОМАТИЗОВАНОГО УПРАВЛІННЯ З УРАХУВАННЯМ ТИПУ ІНФОРМАЦІЙНОГО МЕТАБОЛІЗМУ

Розроблена методика обґрунтування вимог до ергатичної ланки автоматизованого управління з урахуванням типу інформаційного метаболізму, яка спрямована на підвищення ефективності функціонування організаційно-технічних систем на основі обґрунтованого вибору фахівців управлінської та виконавської ланки з соціонічними особливостями, які мінімізують час циклу управління.

Постійне зростання вимог сучасного ринку до широкого класу організаційно-технічних систем (ОТС), призводить до необхідності підвищення їх ефективності функціонування. Крім складних технічних систем (СТС) (технічної ланки), ОТС включають і ергатичну ланку, яка представлена організаційними системами за участю людини. Одними з напрямків підвищення їх ефективності є автоматизація управління та підвищення рівня підготовки ергатичної ланки, які в сучасних умовах реалізуються з застосуванням концепції автоматизації управління ресурсами на основі сучасних міжнародних стандартів MRP - ERP систем [1].

Їх застосування дозволяє значно підвищити рівень ефективності роботи ОТС на основі оптимізації планів робіт за широкою номенклатурою ресурсів та реалізації законів управління підприємством (як виробничого, так і невиробничого профілю).

Разом з тим, розроблені оптимальні плани вимагають оперативної та якісної реалізації як управлінською, так і виконавською ергатичними ланками. Практика показує, що не достатнє врахування «людського фактору» в ОТС приводить не тільки до різкого зниження рівня ефективності їх функціонування, але і катастрофічним наслідкам.

Відомо, що в загальному виді в циклі управління ОТС, можна виділити зв'язані етапи, серед яких: планування, доведення виконавцям результатів планування та контроль за ходом виконання процесу, виникнення збійних проблемних ситуацій (відхилення від плану виконання робіт), аналіз наслідків, прийняття рішення на мінімізацію наслідків, доведення рішення до виконавців (рис.1).

Рис.1. Основні етапи циклу управління

В циклі автоматизованого управління будь яким процесом можна виділити дві групи етапів. Перша група - пов'язана з технічною ланкою автоматизації управління, яка забезпечує автоматизоване вирішення завдань планування, контролю, доведення результатів планування, контролю та відхилення від плану виконання робіт. Друга група етапів пов'язана з ергатичною ланкою, в яку входять диспетчери - оператори та особа, яка приймає рішення (ОПР). Ергатична ланка вирішує завдання аналізу проблемних ситуацій та визначення їх післядії, прийняття рішень на мінімізацію наслідків (плану заходів) та доведення рішення (заходів) до виконавців.

За останній час стандарти MRP – ERP систем пройшли значний шлях розвитку та удосконалення, при цьому розширилися їх функціональні можливості та ефективність застосування. Покращилися види забезпечення автоматизації на базі сучасних стандартів MRP – ERP систем (їх технічне, алгоритмічне, математичне, програмне та ін.). В результаті часові витрати на автоматизоване вирішення завдань планування та управління значно знизилося в порівнянні з витратами на ергатичну ланку, яка в сучасних умовах гальмує подальшу мінімізацію часових витрат на управління ОТС в цілому.

Одним з ефективних шляхів зниження цих витрат є урахування індивідуальних можливостей фахівців управлінської та виконавчої ланки на всіх рівнях управління.

Результати соціоничних досліджень [2,3] показують, що кожен виконавець має свій соціонічний психотип або тип інформаційного метаболізму(ТІМ) і характеризується своїми особливостями, які загалом і визначають його профорієнтацію та професійні можливості. Очевидно, що виконавець з розвиненими здібностями управлінця, що присутні в його ТІМі, зможе ефективно вирішувати задачі управління окремими робітниками та трудовими колективами і навпаки, якщо такі здібності у нього відсутні, то результати роботи колективу будуть низькими. Питаннями визначення ТІМів ергатичної ланки, врахування їх сильних і слабких сторін, формуванням трудових колективів з високими потенціальними можливостями та ін. займається молода наука – соціоніка [4].

З урахуванням цих посилань постановка задачі досліджень має вигляд: з множини можливих кандидатів ($J = 1, N$) на управлінську посаду (ОПР), кожен з яких характеризується набором соціонічних параметрів Xij, вибрати такого, який мінімізує час циклу управління ($min\ Tц\ ij$) при забезпеченні заданого рівня якості рішень, що приймаються ($K\ пр\ ij$).

$$\text{Знайти} \quad (Xij)_{опт} \rightarrow min\ Tц\ ij$$

$$\text{при} \quad K\ пр\ ij >= K\ пр.\ зад \qquad (1)$$

Для вирішення даної задачі в роботі сформульований та вирішений комплекс завдань, який дозволив розробити методику обгрунтування вимог до ергатичної ланки автоматизованого управління з урахуванням типу інформаційного метаболізму. Застосування цієї методики спрямовано на підвищення ефективності функціонування ОТС на основі вибору фахівців управлінської та виконавчої ланки з соціонічними особливостями, які мінімізують час циклу управління (min Тц).

Така методика включає наступні етапи зі своїми завданнями:

- аналіз існуючих ТІМів соціоники, та обґрунтування таких, що мінімізують час циклу управління (min Тц);
- проведення напівнатурних експериментів для визначення моделей (цільових функцій) часових витрат операторів з різними ТІМами при виконанні типових операцій;
- оцінка адекватності моделей (цільових функцій) часових витрат операторів при виконанні типових операцій з різними ТІМами;
- розробка алгоритмів відбору фахівців управлінської та виконавчої ланки з соціонічними особливостями, які мінімізують час циклу управління (min Тц) з метою підвищення ефективності функціонування ОТС;
- розробка практичних рекомендацій щодо відбору фахівців управлінської та виконавської ланки з соціонічними особливостями, що мінімізують час циклу управління (методики тестування управлінців і виконавців, карти формування оптимальних колективів, алгоритми та методики відбору фахівців управлінської та виконавської ланки з урахуванням їх соціонічних особливостей та оптимальних галузей роботи).

Методика обгрунтування вимог до ергатичної ланки автоматизованого управління з урахуванням ТІМів, що запропонований в роботі, дозволяє на основі урахування специфіки їх діяльності та ТІМів обґрунтувати розстановку можливих кандидатів на посади управлінців і виконавців, на яких вони зможуть працювати з найбільшою ефективністю.

Карти формування оптимальних колективів дозволяють сформувати команди виконавців, що забезпечують ефективну роботу колективу і його стабільний мікроклімат на основі забезпечення безконфліктних відносин між виконавцями.

Максимальний виграш від обґрунтованої розстановки можливих кандидатів з потенційними якісними можливостями на посади управлінської та виконавчої ланки може бути отриманий тільки при виконанні умов їх відповідності фаховим вимогам (теоретичним і практичним знанням).

Отримані результати дозволяють підвищити ефективність функціонування ОТС на основі врахування «людського фактору», побудувати модернізовані алгоритми управління процесами в ОТС і автоматизувати ці процеси з врахуванням сучасних стандартів управління ресурсами.

З метою отримання часових оцінок роботи операторів з різними психотипами були розроблені сценарії роботи операторів при виконанні стандартних функціональних операцій в процесі автоматизованого управління ресурсами виробництв (підприємств). З урахуванням випадкових процесів при роботі операторів такі часові оцінки виражаються через математичне очікування та дисперсію.

Для оцінки приросту ефективності функціонування ОТС від потенційних можливостей фахівців з різними психотипами на основі методів планування експериментів та регресійного аналізу розроблена математична модель та відповідна цільова функція. Така цільова функція представляє собою відношення приросту часу виконання операцій диспетчером - оператором к величині циклу управління.

Цільова функція приросту ефективності функціонування ОТС від потенційних можливостей фахівців з різними ТІМами отримана на основі розроблених сценаріїв роботи операторів та проведенні напівнатурних експериментів з використанням планів експериментів.

Математична модель приросту ефективності функціонування ОТС від потенційних можливостей фахівців з різними ТІМами (цільова функція) перевірена на адекватність за критеріями Фішера і Кохрена.

При вирішенні задачі аналізу існуючих 16 соціоничних психотипів на основі збору і аналізу статистики по функціям приросту ефективності функціонування ОТС від потенційних можливостей фахівців з різними ТІМами було визначено 4 психотипа, які мають найбільші потенційні можливості щодо з мінімізації часу циклу управління.

До них, в першу чергу, можна віднести такі психотипи, як логіко-сенсорний екстраверт (ЛСЕ), логіко - інтуїтивний екстраверт (ЛІЕ), сенсорно - логічний інтроверт (СЛІ), інтуїтівний - логічний інтроверт (ІЛІ) [4,5].

Використання математичної моделі дозволило отримати статистичні оцінки роботи операторів з різними психотипами. В результаті моделювання роботи оператора в автоматизованої системі управління для розроблених сценаріїв його роботи отримані оцінки математичного очікування часу виконання комплексу операцій з аналізу збійних ситуацій, прийняття рішень на мінімізацію наслідків (розробка плану заходів) та доведення рішення (заходів) до виконавців (рис.2).

Аналіз отриманих результатів показує (рис.2), що час циклу управління на другому етапі ергатичної ланки (рисі) може бути знижений за рахунок використання потенційних можливостей відповідних психотипів більш ніж в 2,5 разів (з 10 хв. до 4).

Отриманні результаті дозволили розробити методику обґрунтування вимог до ергатичної ланки автоматизованого управління з урахуванням типу інформаційного метаболізму, яка спрямована на підвищення ефективності функціонування ОТС на основі обгрунтованого вибору фахівців управлінської та виконавської ланки з соціонічними особливостями, які мінімізують час циклу управління (min Тц).

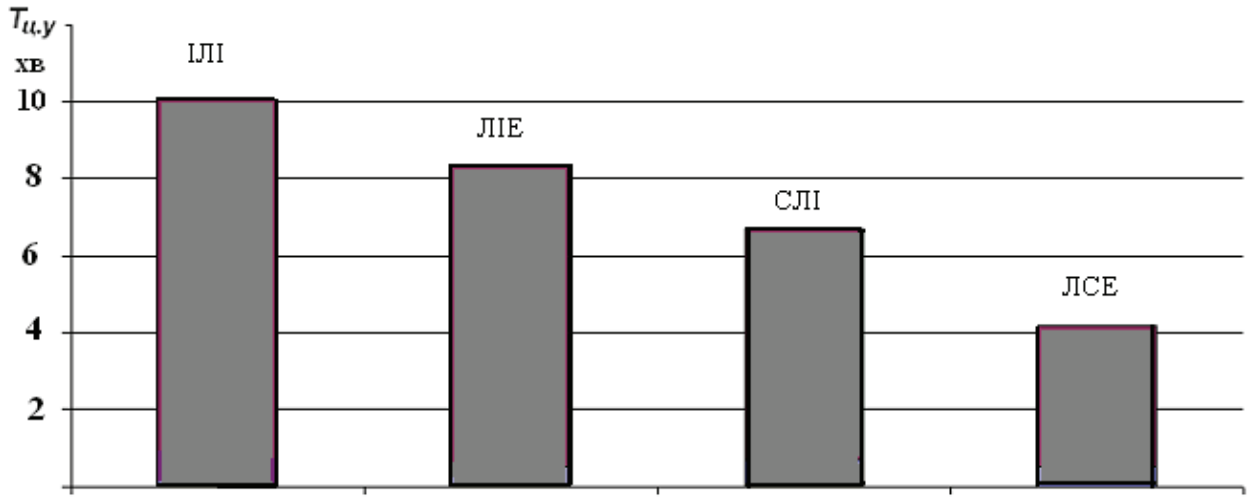


Рис.2. Оцінки математичного очікування часу виконання комплексу операцій для соціоничних психотипів, виконуючих типові функції операторів управління.

Застосування запропонованого методичного підходу дозволяє:

за рахунок використання потенційних можливостей відповідних психотипів значно знизити час циклу управління (більш ніж в 2,5 разів);

розробити практичні рекомендацій для служб управління персоналом щодо відбору фахівців управлінської та виконавської ланки з соціонічними особливостями (ТІМами), що мінімізують час циклу управління в автоматизованих системах управління;

розробити алгоритми відбору фахівців управлінської та виконавської ланки з соціонічними особливостями, які мінімізують час циклу управління (min Тц) та підвищують рівні ефективності функціонування ОТС.

Список літератури

1. *Дзниел О'Лири*. ERP-системы. Современное планирование и управление ресурсами предприятия.- М.: Вершина, 2004.- 212с.

2. *Букалов А.В*. Применение новых технологий зффективного менеджмента на крупних промышленных предприятиях/ А.В.Букалов, О.Б. Карпенко, Г.В. Чикирисова//Соционика,ментология и психология личности- 2003.-№ 1 (46).- С.5-7.

3. *Гуртовой Г.А*. Связь соционических характеристик с процессом принятия решений/ Г.А. Гуртовой, А.В. Малишевский, И.Ф. Михайлик//Проблема человеческого фактора в авиации-СПб.:1998.-С.20-25.

4. *Юнг К.Г*. Психологические типы/К.Г. Юнг. - М.: Прогресе - Универс, 1995.-71с.

5.*Якубовская Т.С*. Соционика: как разобраться в себе и в других: От общения к пониманию/Т.С.Якубовская. - М.: ООО «Издательство «Астрель», 2003 - 288с.

УДК 629.7.03:681.5.03 (045)

В.В. Панин, д.т.н., С.В. Енчев, к.т.н., О.В. Попфалуши
(Национальный авиационный университет, Украина)

МЕТОД ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОМПАЖА В КОМПРЕССОРАХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ФУНКЦИЙ УОЛША

В работе обосновывается применимость метода идентификации помпажа с помощью разложения импульсной переходной функции двигателя в ряд ортонормированных функций Уолша. В качестве диагностического признака помпажа приняты коэффициенты разложения Уолша – Фурье. Разработаны алгоритм и устройство идентификации помпажа.

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) – это сложные тепловые машины, которые состоят из большого количества связанных систем и устройств, к которым выдвигаются требования получения экстремальных значений параметров в заданных условиях эксплуатации (минимальный удельный расход топлива на номинальном режиме, максимальная тяга при взлете и т.д.).

Эти факторы приводят к постоянному осложнению конструкций современных ГТД, появления новых систем и устройств – регулируемых направляющих аппаратов, клапанов перепуска воздуха из компрессора, регулируемых систем охлаждения турбины и т.д. Такие осложнения конструкции вызывают возможность возникновения колебаний отдельных параметров, а также возможность влияния колебаний в одних системах на работу других систем и появление многочастотных колебаний в ГТД. Характерной особенностью всех этих режимов является наличие периодических составляющих.

Как показывают результаты исследований представленных в [1-4], помпажные явления в ГТД приводят к потере тяги, сопровождаются ростом температуры газов перед турбиной и повышением уровня вибраций в результате больших амплитуд пульсаций давления и массовых затрат по тракту двигателя. Возможность появления этих явлений является серьезной преградой на пути увеличения надежности ГТД в частности и безопасности полетов в целом. Кратковременная потеря тяги в случае появления помпажа на одном из двигателей для многомоторного самолета или даже для одномоторного в случае достаточного для повторного запуска запасов высоты и скорости не приводит к катастрофической ситуации [1]. Однако рост температуры в турбине и увеличение уровня вибраций может привести к прогару сопловых аппаратов турбины и другим поломкам [2]. Опыт эксплуатации [2-4] показывает, что особенно опасным для двигателя является недопустимый рост температуры газов перед турбиной.

Для увеличения запасов устойчивости ГТД используют: регулирование направляющих аппаратов компрессора, перепуск воздуха из отдельных ступеней компрессора, регулируемое дозирование подачи топлива на режимах запуска, приемистости дросселирования и т.д. Эти мероприятия уменьшают вероятность возникновения помпажных явлений, но не могут служить гарантией их устранения, так как помпаж может быть следствием отказов в самих системах, предназначенных для предупреждения срывов. Кроме этого, увеличение запасов устойчивости приводит к значительному снижению КПД компрессора и, соответственно, экономичности ГТД [4]. Поэтому целесообразно допустить небольшую вероятность возникновения помпажа, но оборудовать ГТД аварийными системами антипомпажной защиты и обеспечить максимальную экономичность двигателей [6].

Эффективность применения таких систем существенно зависит от метода идентификации заложенного в ее принцип действия. В этой связи особый интерес представляет метод идентификации, использующий ортогональное разложение импульсных переходных функций в ряд по функциям Уолша. В этом случае устраняется возможность ложного срабатывания сигнализаторов помпажа вследствие резких изменений режима работы ГТД, а также снизить размерность пространства диагностических признаков в

сравнении с диагностированием на основе отсчетов исследуемого процесса [1]. Таким образом, сформулируем задачу исследований в виде – обоснование применимости метода идентификации по функциям Уолша в системах распознавания помпажных явлений в авиационных ГТД.

Этот метод является методом пассивной идентификации. Здесь импульсная переходная функция (ИПФ) $\omega(\tau)$ ГТД представляется в виде:

$$\omega(\tau)=\sum_{i=0}^{n} a_i W_i(\tau),\ \tau\in[0;T), \tag{1}$$

где T – интервал определения функций Уолша.

Интервал определения функций Уолша T выбирается большим или равным эффективной длительности ИПФ. Выходной сигнал $y^*(t)$, рассчитанный по модели (1), определяется выражением свертки

$$y^*(t)=\sum_{i=0}^{n} a_i \int_0^T W_i(\tau)x(t-\tau)d\tau .$$

Определим среднеквадратическую ошибку ε^2 рассогласования измеренного $y(t)$ и модельного $y^*(t)$ сигналов:

$$\varepsilon^2=\tfrac{1}{L}\int_0^L [y(t)-y^*(t)]^2 dt=\tfrac{1}{L}\int_0^L \left[y(t)-\sum_{i=0}^{n} a_i \int_0^T W_i(\tau)x(t-\tau)d\tau \right]^2 dt, \tag{2}$$

где L – длительность интервала наблюдения.

Определим коэффициенты разложения a_i из условия минимума выражения (2):

$$\frac{\partial\varepsilon^2}{\partial a_j}=0,\ j=\overline{0,n}. \tag{3}$$

Дифференцируя (2) и подставляя в (3) получим систему линейных уравнений для определения a_i:

$$\sum_{i=0}^{n} a_i \int_0^L K_j(t)K_i(t)dt=\int_0^L y(t)K_j(t)dt,\ j=\overline{0,n}, \tag{4}$$

$$K_i(t)=\int_0^T W_i(\tau)x(t-\tau)d\tau;\quad K_j(t)=\int_0^T W_j(\theta)x(t-\theta)d\theta .$$

Для дискретных значений $x(t)$ и $y(t)$ измеряемых с частотой дискретизации Δ систему уравнений (4) можно привести к виду [1]:

$$\sum_{i=0}^{n} a_i c_{ij}=b_j,\ j=\overline{0,n}. \tag{5}$$

Коэффициенты c_{ij} и b_j вычисляются за формулами ($j=\overline{0,n}$):

$$b_j=\Delta\sum_{k=1}^{L/\Delta} y^*(k\Delta)K_j(k\Delta);\qquad c_{ij}=\Delta\sum_{k=1}^{L/\Delta} K_i(k\Delta)K_j(k\Delta);\ i=\overline{0,n};$$

$$K_j(k\Delta)=\Delta\sum_{s=1}^{T/\Delta} W_j(s\Delta)x(k\Delta-s\Delta);\ k=\overline{1,L/\Delta}. \tag{6}$$

Период дискретизации Δ согласно теореме Котельникова определяется граничной частотой пропускания ГТД, т.е. $\Delta=1/f_{гр}$. На практике $f_{гр}$ часто бывает неизвестна. В этом случае величину Δ можно ориентировочно оценить как [1]

$$\Delta=\frac{T_{min}}{(5...10)},$$

где T_{min} – ожидаемая минимальная постоянная времени объекта.

Выбор оптимальных решающих правил определяется прежде всего доступной априорной и апостериорной информацией. Доступной апостериорной информацией будем считать только идентифицируемые коэффициенты разложения ИПФ в ряд по функциям Уолша $\{a_j\}$. В реальных системах автоматического управления ГТД доступна и другая информация, которая зависит от конкретной системы. Обозначим необходимую в любом случае априорную информацию через алфавит ситуаций $\{D_i\}$. Рассмотрим различные варианты распознавания ситуации в ГТД в зависимости от объема априорной информации.

Проанализируем случай, когда известны лишь направления изменения величин коэффициентов разложения ИПФ при переходе от нормальной работы к помпажу. Тогда возможно применение весьма простой процедуры диагностирования, основанной на анализе знака отклонения контролируемого параметра от номинального значения. При этом для повышения надежности диагностирования целесообразно выделять интервалы ($a_j^0 - \varepsilon_j, a_j^0 + \varepsilon_j$) для каждого коэффициента разложения a_j с номинальным значением a_j^0 и погрешностью определения ε_j. Закодируем случай $a_j \in (a_j^0 - \varepsilon_j, a_j^0 + \varepsilon_j)$ величиной 0, случай $a_j < a_j^0 - \varepsilon_j$ величиной -1, а случай $a_j > a_j^0 + \varepsilon_j$ – величиной +1.

Информация о поведении коэффициентов разложения в различных ситуациях сводится в таблицу ситуаций, в которой столбцы соответствуют всем возможным ситуациям, а строки – всем коэффициентам разложения. В соответствующих клетках по приведенному правилу проставляются 0, +1 или – 1. В случае, когда известны значения коэффициентов разложения во всех ситуациях, каждое состояние диагностируемой системы можно представить в виде ($n+1$)-мерного вектора A с компонентами $\{a_{j0}, a_{j1}, ..., a_{jn}\}$.

Задача классификации ситуации $\{D_i\}$ в этом случае формулируется следующим образом: требуется отнести предъявляемую совокупность коэффициентов разложения к одному из заранее установленных ситуаций.

В случае, когда имеется достаточная статистическая информация: априорные вероятности ситуаций $P(D_i)$, условные плотности значений признаков $f(a_j / D_i)$, причем эти распределения одномодальны, целесообразно применение статистических методов распознавания, например статистического метода минимального риска [1].

Принимая, в качестве диагностического признака помпажа коэффициенты разложения в ряд по функциям Уолша исследуемого процесса на фиксируемом интервале, можно сформулировать алгоритм идентификации в виде:

1. Вводится новое измеренное значение процесса y_j *.

2. За этим значением и ($2^n - 1$) предыдущим значениям процесса вычисляются текущие значения коэффициентов разложения по выражению (5).

3. Распознавание помпажа осуществляется путем сравнивания текущих коэффициентов разложения с эталонными.

Ситуация считается выявленной, если модуль разности между текущими значениями коэффициентов разложения и соответствующими эталонными значениями не превосходит заданной величины – порога распознавания, определяемого на этапе формирования признаков по разбросу коэффициентов разложения для различных реализаций процессов в одной ситуации и погрешностям идентификации.

На рис. показана функциональная схема устройства идентификации помпажа, которое реализует приведенный алгоритм.

Рис. 1. Устройство идентификации помпажа

Для вычисления функций Уолша $W_i(t)$ в момент времени $t \in [0, 1]$ можно воспользоваться выражением [5]:

$$W_i(t) = \begin{cases} +1, \text{ если } S_{i1} \oplus S_{i2} \oplus \ldots \oplus S_{ik} = 0, \\ -1, \text{ если } S_{i1} \oplus S_{i2} \oplus \ldots \oplus S_{ik} = 1, \end{cases}$$

где S_{ir} – разряды, в которых при двоичном разложении i и t одновременно находятся единицы; знак $\oplus$ означает сложение по модулю 2.

Процедура вычисления коэффициентов Уолша – Фурье довольно просто реализуется на элементах цифровой техники.

Выводы. В результате проведенных исследований показана возможность применения метода идентификации основанного на ортогональном разложении импульсной переходной функции в ряд по функциям Уолша. Разработан алгоритм и схема устройства идентификации помпажа, в котором в качестве диагностического признака приняты коэффициенты разложения по функциям Уолша. Формирование классов производится на основе анализа большого количества экспериментальных кривых изменения параметров рабочего процесса при помпаже и нормальной работе двигателя.

Список литературы

1. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / *В. И. Васильев и др.* – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.

2. *Волянська Л. Г.* Методи і засоби підвищення газодинамічної стійкості компресорів газотурбінних двигунів : монографія / *Л. Г. Волянська, В. В. Панін, С. Гаоюн.* – К. : НАУ, 2005. – 200 с.

3. Многоуровневое управление динамическими объектами : монография / *В. И. Васильев* [и др.]. – М. : Наука, 1987. – 309 с.

4. *Панін В. В.* Аналіз методів побудови систем протипомпажного захисту авіаційних газотурбінних двигунів / *В. В. Панін, С. В. Єнчев* // Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту. ISDMCI'2010. – Херсон, 2010. – Т.2. – С.502-505.

5. Использование ортогональных разложений в задачах идентификации помпажных явлений в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей / *В. В. Панин, С. В. Енчев, Л. Г. Волянская* // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №8(75). – С.112-116.

УДК 621.3.036(045)

О.В. Самков, д.т.н., Ю.А Захарченко, Л.В. Ничипоренко, Р.Т. Калакура
(Національний авіаційний університет, Україна)

МЕТОДИКА УРАХУВАННЯ ВАГОМИХ ОЦІНОК ПОКАЗНИКІВ ДЛЯ ВИБОРУ ЗРАЗКІВ ЕНЕРГЕТИЧНОГО КОТЛОВОГО ОБЛАДНАННЯ

Для розв'язання задачі порівняльної оцінки та вибору зразків енергетичного котлового обладнання за багатьма показниками запропонований підхід на основі методу аналізу ієрархії.

У сучасних умовах, коли на світовому ринку пропонується широка номенклатура нових зразків енергозберігаючого обладнання, виникає задача порівняльної оцінки та вибору їх кращих зразків за критерієм «ефективність (якість) - вартість»[1]. Таке обґрунтування дозволить уникнути недоцільних економічних витрат та забезпечить оптимальний вибір зразків енергозберігаючого обладнання.

Зразки енергозберігаючого обладнання відносяться до класу складних технічних систем (СТС), які характеризуються широкою номенклатурою порівнювальних параметрів, що потребує застосування відповідного методичного апарату для їх порівняльної оцінки.

Задача порівняльної оцінки та вибору оптимальних зразків СТС відноситься до класу задач кваліметрії. Методика її вирішення була розроблена в роботі [2]. Але ця методика не враховує вплив вагомих оцінок показників для вибору зразків ЕКО на результат вибору.

У зв'язку з цим метою дослідження даної статті є розробка урахування вагомих оцінок показників для вибору зразків енергетичного котлового обладнання.

З метою її розв'язання необхідно вирішити такі задачі:

– розв'язати задачу урахування вагомих оцінок показників для вибору зразків ЕКО та розробити відповідну методику;

– отримати кращі зразки ЕКО на основі методу аналізу ієрархії (МАІ);

– розробити методику урахування вагомих оцінок, яка дозволяє підвищити обґрунтованість рішень з вибору зразків ЕКО та усунути витрати, що пов'язані з помилками вибору.

Постановка задачі зводиться до вибору такого зразка ЕКО, який би забезпечував найбільш оптимальний коефіцієнт ефективності, враховуючи індивідуальні переваги споживача щодо технічних характеристик та економічності обраного зразка, крім того необхідно ураховувати вагомі оцінки показників для вибору зразків ЕКО.

Задача порівняльної оцінки та вибору кращого зразка ЕКО за критерієм «якість (ефективність) - вартість» може мати однокритеріальну та багатокритеріальну постановки.

Постановка багатокритеріальної задачі заключається в наступному: з множини S_1, S_2, …, S_k,…,S_j зразків ЕКО, які пропонуються на ринку з відповідними характеристиками $S_j(x_{1j}, x_{2j},…, x_{nj})$, $j=\overline{1,J}$ необхідно вибрати оптимальний зразок $S_{опт}$ з такими характеристиками, що забезпечують максимальний рівень його технічної досконалості $(T_д)_{max}$ та мінімальну вартість його придбання і витрат на експлуатацію C_{min}, при ураховувати вагомих оцінок показників для вибору зразків ЕКО.

При зведенні одного з критеріїв «якість (ефективність) - вартість» в розряд обмежень задача вибору енергозберігаючих обладнання може бути зведена до однокритеріальної.

При вирішенні поставленої задачі запропонований метод аналізу ієрархії (МАІ) [2], який відноситься до багатокритеріальних методів прийняття рішень.

Вирішення задачі на основі обраного методу полягає у виконанні наступних етапів в певній послідовності[1]:

1 етап. Проведення аналізу характеристик зразків ЕКО;

2 етап. Вибір показників та інтегрального критерію;

3 етап. Структуризація поставленої задачі;

4 етап. Проведення попарного порівняння варіантів на основі обраних показників та визначення вагових показників;

5 етап. Визначення векторів пріоритетів нижчих рівнів;

6 етап. Обчислення глобальних пріоритетів.

Вибір показників й інтегральних критеріїв для проведення порівняльної оцінки зразків ЕКО проведений на основі аналізу зразків сучасного котлового обладнання представлені у вигляді таблиці 1.

Етап 1. В якості ІК обрана технічна досконаліть та економічні витрати, а за показники обрані такі, що мають найбільшу інформаційність та вплив. Серед них: номінальна теплова потужність, кВт, коефіцієнт корисної дії (ККД), вага ЕКО, кг, вартість, грн., гарантійний термін, міс.

Етап 2.На основі аналізу взаємозв'язків між об'єктами, показниками, ІК та ціллю, розроблена відповідна структурна схема (рис. 1).

Таблиця 1.

Характеристика деяких зразків ЕКО

Перелік зразків ЕКО	Країна виробник	Номін. потуж., кВт	ККД, %	Вага, кг	Гарантійний термін, місяців	Вартість, тис. грн..
Данко 24	Україна	24	92	88	29	3650
Маяк-20 КС	Україна	20	90	80	24	2740
КС-Г-24Д	Україна	24	90	80	24	3260
Палій-25	Україна	25	91	90	24	3450

Етап 3. Проведено порівняння суджень експертів, щодо визначення впливу показників на ІК та застосовано 9-ти бальну шкалу порівнянь альтернатив.

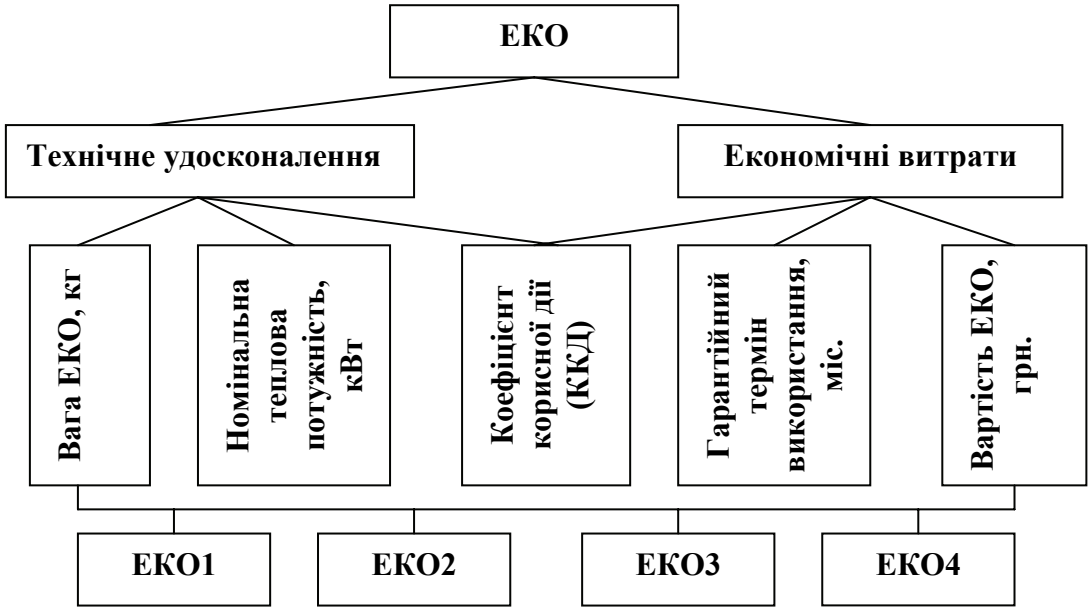


Рис.1. Структурна схема зв'язків показників при виборі зразків ЕКО на основі МАІ

Етап 4. З груп матриць парних порівнянь формується набір локальних пріоритетів, що виражають відносний вплив множини елементів на елемент верхнього рівня та на їх основі отримується вектор пріоритетів.

Етап 5. Розрахунок глобальних пріоритетів (ГП) для ІК проводиться у вигляді суми добутків локальних пріоритетів і пріоритету відповідного показника (таб. 2).

Таблиця 2.

Глобальні пріоритети

ЕКО	ГП для ІК технічна досконаліть	ГП для ІК економічність
1	0,254	0,287
2	0,230	0,315
3	0,279	0,232
4	0,261	0,219

Для розрахунку значення першого рівня (визначення найкращого ЕКО), визначаємо, як впливають ГП на кінцевий результат.

Значення пріоритетів першого рівня для зразків ЕКО розраховувалось як сума добутку коефіцієнтів впливу ІК і відповідних значень ГП. Для нашого прикладу найкращим зразком із запропонованих варіантів є ЕКО 2 (табл. 3).

Таблиця 3.

Вектор пріоритетів першого рівня

ЕКО1	ЕКО2	ЕКО3	ЕКО4
0,270531	0,293435	0,243701	0,229369

Однією із задач, яка вирішувались в процесі досліджень, була пов'язана з оцінкою впливу вагових коефівцієнтів при глобальних пріоритетах та при порівняльних показниках.

При вирішені задачі, спочатку досліджувались результати при завданні глобальним пріоритетам технічної досконалості максимального значення ваговим коефіцієнтам в діапазоні 0…1 (1,0) та порівнянні отриманих результатів. При цьому також досліджувалось рівноцінність вагових коефіцієнтів ($к_1$=$к_2$=0,5).

Отримані результати досліджень (рис.2) показує, що результати вибору зразків ЕКО критичні до вагових показників та враховують пріоритети суб'єктів при виборі.

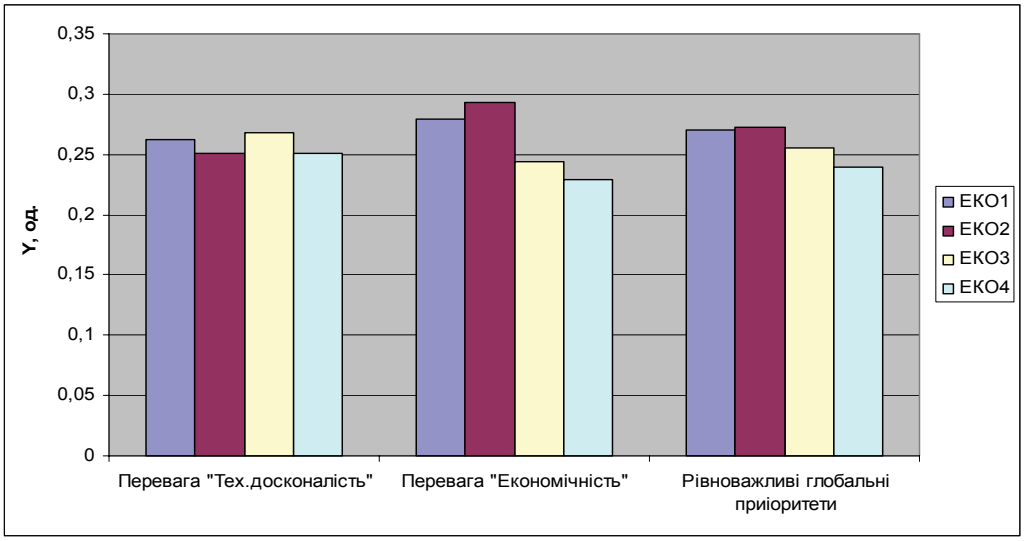


Рис.2. Вплив вагових коефіцієнтів на результати вибору зразків ЕКО для рівня глобальних пріоритетів

Для підвищення обґрунтованості значень коефіцієнтів пріоритетів, розроблена якісна шкала, яка переводиться в кількісні значення. Ця шкала базується на якісних оцінках об'єкта, що вибирається суб'єктом, (рівноцінний, слабкий, середній, сильний і абсолютний пріоритет) та має відповідні значення кількісного переводу.

Такий же алгоритм вирішення задачі, був використаний для оцінки впливу вагових коефіцієнтів для порівняльних показників, що використовувались для вибору зразків ЕКО. Отримані результати приведені на рис. 3.

Із аналізу видно, що при значній перевазі показника вартості, на перше місце виходить зразок ЕКО1. При значній перевазі гарантійного терміну, на перше місце виходить зразок ЕКО2 і т. д.

В зв'язку з цим результати вибору сильно залежить від суб'єктивності в оцінках порівняльних показників, що також можна змінити за рахунок побудови кількісних оцінок пріоритетів в якісні.

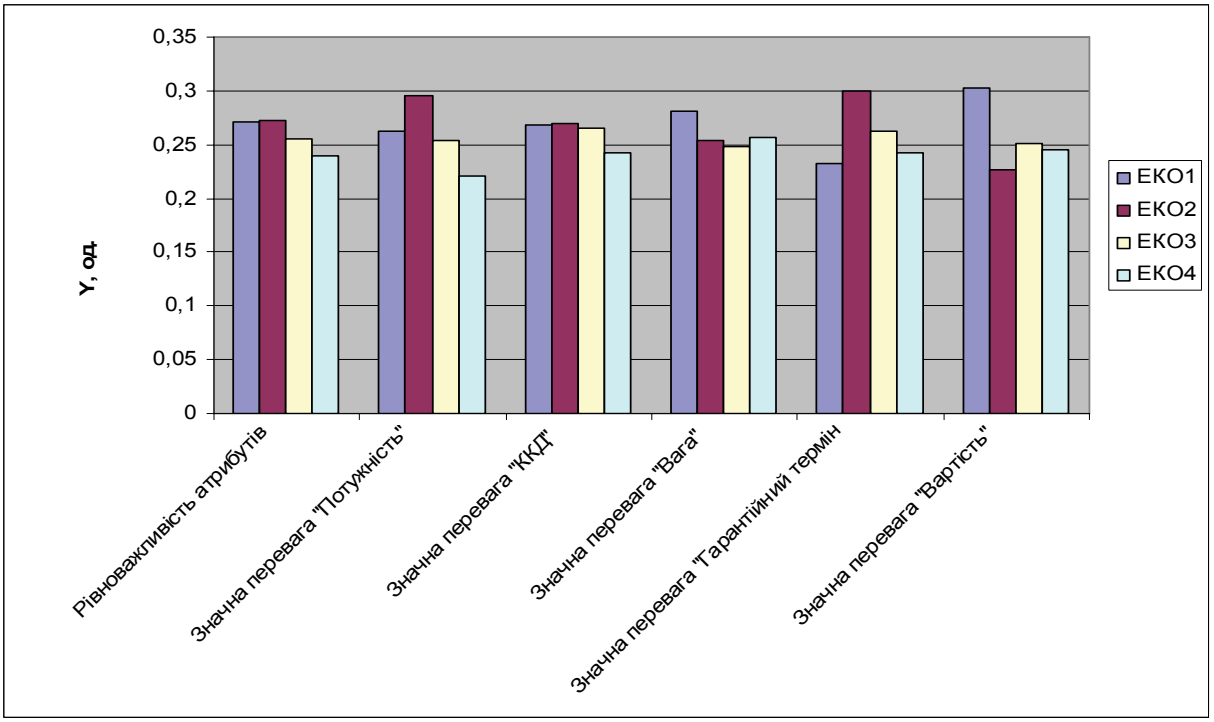


Рис.3. Вплив вагових коефіцієнтів на результати вибору зразків ЕКО для рівня порівняльних показників

Висновки

Для вирішення задачі порівняльної оцінки та вибору кращого зразка ЕКО, були отримані наступні результати:

– розв'язана задача урахування вагомих оцінок показників для вибору зразків ЕКО та розроблена відповідна методика;

– отримані кращі зразки ЕКО на основі методу аналізу ієрархії (MAI);

– розроблена методика урахування вагомих оцінок дозволяє підвищити обґрунтованість рішень з вибору зразків ЕКО та усунути витрати, що пов'язані з помилками вибору.

Список літератури

1. *Саати Т.* Принятие решений. Метод анализа иерархии: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1993. – 320 с.

2. *Самков О.В., Захарченко Ю.А., Скріпнченко А.А., Хамровська М.М.* Методичний підхід для порівняльної оцінки та вибору зразків енергетичного котлового обладнання // Проблеми інформатизації та управління. – К.: НАУ, 2009. - №4 (28). – С. 120-124.

3. Самков О. В.Система підтримки та прийняття рішення для порівняльної оцінки та вибору зразків енергетичного обладнання / О.В. Самков //Новини енергетики.– К.:2010.– №2.– С. 39 – 44.

УДК 629.7.058(043.2)

В.Н. Шмаров, д.т.н., проф.,
Р.Е. Костюник, к.т.н., А.В. Стельмах
(Национальный авиационный университет, Украина)

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ИССЛЕДОВАНИЯ КОМПРЕССИОННО-ВАКУУМНЫХ ПРОЦЕССОВ ТРЕНИЯ СКОЛЬЖЕНИЯ

Рассматривается программно-аппаратный комплекс сбора, обработки и анализа данных лабораторных исследований процессов трения деталей механизмов для оценки их эксплуатационных свойств и повышения ресурса техники.

В классической трибологии для исследований и моделирования трения скольжения широко используется модель трибоконтакта радиального подшипника скольжения, в котором при трении скольжения вала в определенном направлении присутствуют три характерные области относительно минимального зазора в контакте. В области входа вала в зону контакта по направлению скольжения зазор между валом и подшипником является сужающимся (конфузорным). Вторая область расположена вблизи минимального зазора и максимальных контактных напряжений. Прохождение вала с граничными слоями смазки через эту область образует расширяющийся (диффузорный) зазор по направлению вращения вала.

Экспериментально установлено [1], что при перемещении поверхности вала в конфузорной области, кроме набегающего потока граничных слоев, возникают вторичные течения смазочной среды, обратные направлению вращения вала. В диффузорной, расширяющейся области, при определенных скоростях возникает маслопаровоздушная фаза смазки и вторичные течения из среды в контакт. Экспериментально установлены закономерности распределения давления в смазочном слое $P_м$: в конфузорной области повышение, а в диффузорной – понижение относительно давления окружающей среды (рис.1).

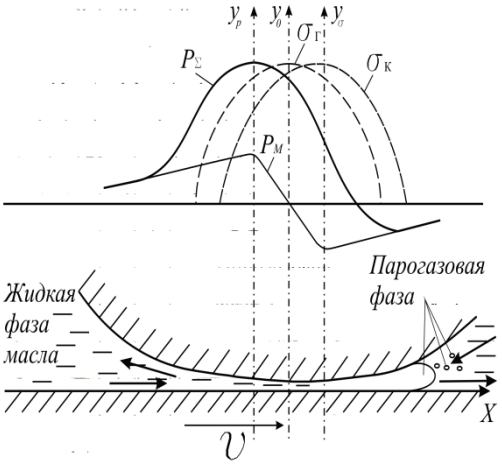


Рис. 1. Схема контактно-гидродинамических процессов в граничных слоях смазки

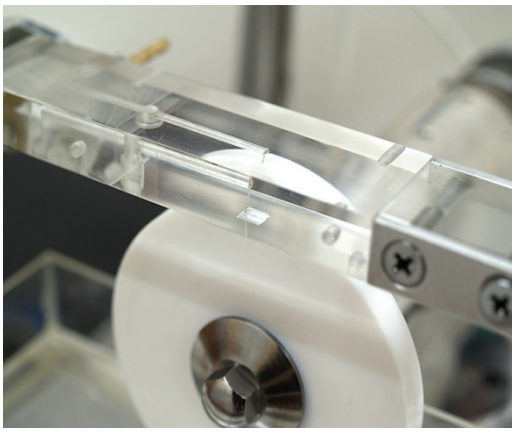


Рис. 2. Внешний вид линейного контакта с приемным устройством давления на рабочей поверхности оптически прозрачного модельного подшипника скольжения

Для количественной оценки распределения давления в граничных слоях в контактной и околоконтактной области разработаны лабораторные установки АСБ-01 и АСБ-02 [2] с оптически-прозрачным линейным контактом и приемным устройством для измерения локального давления на рабочей поверхности трения (рис. 2). Путем механического ручного сканирования приемным устройством перпендикулярно контакту измерялись локальные

давления в граничных слоях при трении скольжения в динамике, в различных смазочных средах, при различных осевых нагрузках, а также с определенным зазором между поверхностью модельного вала и поверхностью плоского неподвижного прозрачного модельного подшипника. На рис. 3. показано распределение измеренного локального давления Р в граничных слоях масла в процессе трения скольжения при вариации скорости.

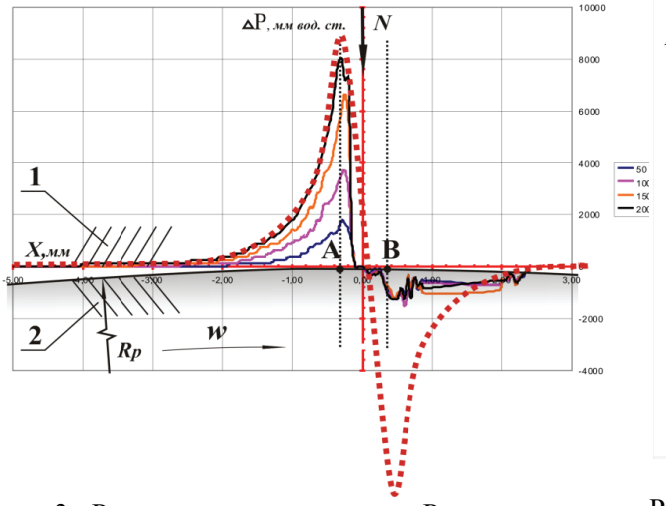


Рис. 3. Распределение давления Р в граничных слоях масла в процессе трения скольжения при различных скоростях

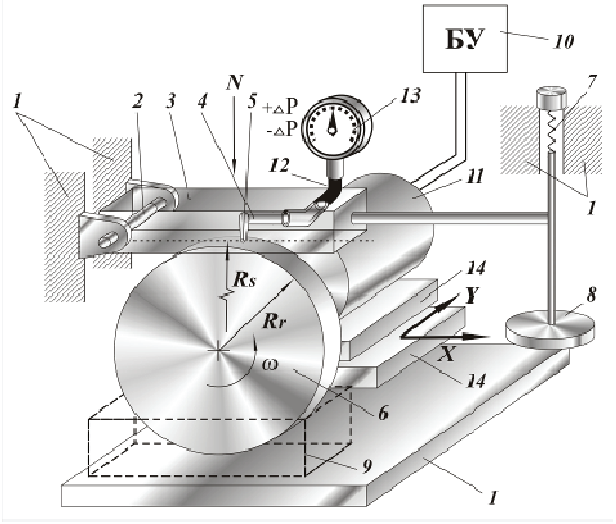


Рис. 4. Схема базовой модели лабораторного прибора трения АСБ-02

В ходе таких исследований при фиксированных значениях скорости и нагрузки только одного типа масла получен массив данных (около 1200 значений), которые вносились в рабочие журналы вручную. Предстоящие исследования требуют автоматизации экспериментов и специальной программы обработки данных на компьютере. Поэтому проблема автоматизации такого рода трибологических экспериментальных исследований является актуальной, и авторами было принято решение разработать, изготовить и отладить программно-аппаратные модули с соответствующей модернизацией электронно-механических блоков базового прибора АСБ-02 (рис. 4) собственными силами сотрудников лаборатории нанотриботехнологий НИЧ НАУ.

Использование унифицированных аппаратных и программных модулей систем [3,4] в машине трения АСБ-02 с дополнительными программными модулями математической обработки экспериментальных данных и формирования алгоритма управления позволило за короткое время и с минимальными финансовыми и материальными затратами спроектировать и создать относительно простую автоматизированную систему для исследования характеристик компрессионно-вакуумных процессов трения скольжения.

В состав автоматизированной системы (рис. 5) входит прибор АСБ-02, блок обработки входных и формирования выходных сигналов БУ, персональный компьютер ПК со специализированным программным обеспечением. Обмен данными между блоком и персональным компьютером осуществляется по последовательному интерфейсу.

Модернизация прибора АСБ-02 заключалась в установке дополнительных электронных датчиков давления ДД и разрежения ДР для измерения соответствующих параметров в зоне контакта модельного вала с поверхностью плоского неподвижного прозрачного модельного подшипника, оптического датчика частоты оборотов вала ДЧВ и датчика определения потребления тока ДТ основного двигателя АД, доработке механизма позиционирования на базе шагового двигателя ШД. Разработанные схемы модуля измерения напряжения ДН и потребления тока ДТ позволяют получать исходные данные для расчета мощности потерь АД в процессе трения скольжения при фиксированной частоте вращения и различных нагрузках.

Блок управления БУ выполняет следующие функции:

- обработку сигналов датчиков ДР, ДД, ДЧВ, ДТ, ДН;
- формирование и передачу массива данных в ПК;
- прием данных из ПК для формирования сигналов управления АД, и ШД.

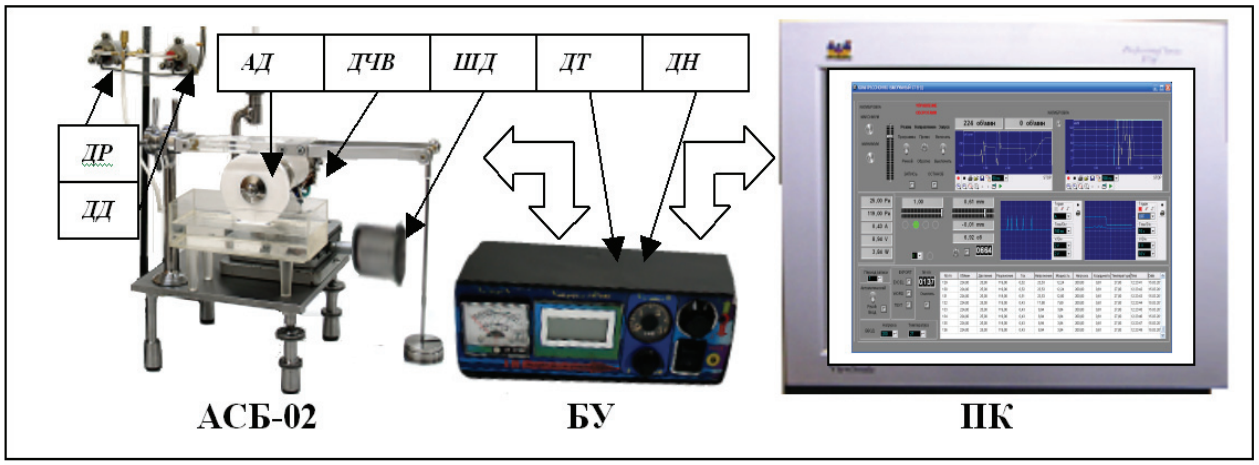


Рис 5. Структура автоматизированной измерительно-испытательной системы:
АСБ-02 – лабораторная установка для измерения компрессионно-вакуумных процессов; БУ – блок управления; ПК – персональный компьютер; АД – асинхронный двигатель; ШД – шаговый двигатель; ДР – датчик разрежения; ДД – датчик давления; ДЧВ – датчик частоты вращения; ДТ – датчик тока; ДН – схема измерения напряжения

Программное обеспечение выполняет функции формирования алгоритма управления исполнительными устройствами, отображение в цифровом или в графическом виде рабочих параметров и режимов лабораторной установки АСБ-02.

Управление скоростью позиционно-сканирующего механизма при исследовании процесса трения скольжения автоматизировано. Предусмотрено ручное юстирование зоны контакта.

Частота вращения основного двигателя автоматически поддерживается на заданном значении независимо от нагрузки и скорости сканирования.

Формирование таблицы 1 осуществляется в ручном или в автоматическом режиме с предварительной установкой периода записи. Предусмотрена возможность экспорта данных в программу EXCEL с целью дальнейшей статистической обработки.

Таблица 1. Результаты исследований

№ пп.	Об/мин	Давл.	Разреж.	Ток	Напряж.	Мощность	Нагрузка	Координата	Темпер	Time	Date
0	100	255	255	2,55	60	153	0	-1	0	20:02:41	19.03.2011
1	115,5	255	255	2,55	60	153	0	-0,91	0	20:02:59	19.03.2011
2	132,03	255	255	2,55	60	153	0	-0,65	0	20:03:13	19.03.2011
3	162	255	255	2,55	60	153	0	-0,45	0	20:03:23	19.03.2011
4	187,83	255	255	2,55	60	153	0	-0,23	0	20:03:31	19.03.2011
5	211,6	255	255	2,55	60	153	0	0,01	0	20:03:39	19.03.2011
6	132,03	255	255	2,55	60	153	0	-0,65	0	20:03:43	19.03.2011
7	162	255	255	2,55	60	153	0	-0,45	0	20:03:48	19.03.2011
8	187,83	255	255	2,55	60	153	0	-0,23	0	20:03:52	19.03.2011
9	211,6	255	255	2,55	60	153	0	0,01	0	20:03:59	19.03.2011
10	132,03	255	255	2,55	60	153	0	-0,65	0	20:03:63	19.03.2011
11	162	255	255	2,55	60	153	0	-0,45	0	20:04:28	19.03.2011
12	187,83	255	255	2,55	60	153	0	-0,23	0	20:04:32	19.03.2011
13	211,6	255	255	2,55	60	153	0	0,01	0	20:04:49	19.03.2011

Графический интерфейс (рис.6) программы дает возможность визуально наблюдать в реальном времени необходимые графические зависимости с сохранением изображений (рис.7) в памяти ПК.

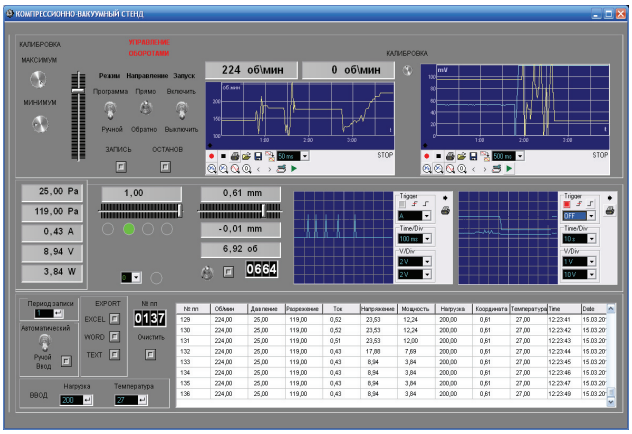


Рис. 6. Внешний вид графического интерфейса программного обеспечения

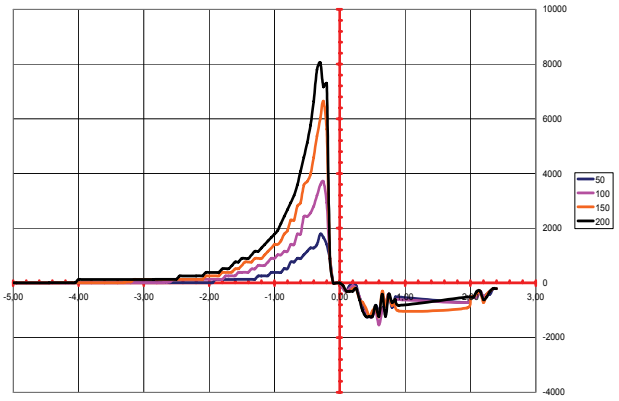


Рис. 7. Результаты экспорта и первичной обработки измеренных параметров

Графический интерфейс в совокупности с программными модулями математической обработки экспериментальных данных позволило создать наглядную, удобную и относительно простую автоматизированную систему регистрации параметров и управления режимами трения скольжения.

Выводы

Использование базовых аппаратных и программных модулей систем [3,4] с разработанными программными модулями математической обработки экспериментальных данных и формирования алгоритма управления позволило за короткое время и с минимальными финансовыми и аппаратными затратами спроектировать и создать эффективную автоматизированную измерительно-испытательную систему определения компрессионно-вакуумных составляющих процессов трения скольжения.

Разработанная и внедренная система значительно повысила производительность экспериментальных исследований трибореологических свойств смазочных материалов, исключая влияние человеческого фактора (субъективное принятие решений оператором).

Графический интерфейс программного обеспечения позволяет формировать алгоритмы управления, визуальное наблюдение в реальном времени необходимых графических зависимостей.

Управляющий позиционно-сканирующий механизм обеспечивает равномерность износа деталей при трении, что повышает достоверность результатов исследований.

Список литературы

1. Стельмах А.У Возникновение контактных струйных течений в условиях граничной смазки и механизм их образования. –Деп. ГНТБ Украины 14.04.09, №20 – Ук2009. – 43с.

2. Положительное решение №1514/ЗУ/11 от 14.01.2011 о выдаче декларационного патента на полезную модель «Прибор определения трибореологических характеристик трения скольжения в условиях граничной смазки» авторов Стельмах А.У., Бондарь В.С. и др.

3. Шмаров В.Н., Стельмах О.В. Система активного контроля параметров энергосиловых установок. В сб. «Технологический системы», №4, Киев, 2008.- С.17-20.

4. Шмаров В.М., Стельмах О.В. Апаратно-програмна інформаційно-вимірювальна система. В сб. «Технологический системы», №1, Киев, 2010.- С.88-90.

УДК 629.7.058(043.2)

В.Н. Шмаров, д.т.н., проф., А.В. Стельмах,
Р.Е. Костюник, к.т.н., Р.А. Шевченко, к.т.н., проф.
(Национальный авиационный университет, Украина)

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССА ТРИБОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Рассматривается программно-аппаратный комплекс, обеспечивающий сбор, обработку и анализ результатов лабораторных испытаний товарных горюче-смазочных материалов для оценки их эксплуатационных свойств и создание базы данных.

Применение новейших технологий при разработке горюче-смазочных материалов (ГСМ) приводит к значительному уменьшению износа деталей трибосистем с увеличением контактных нагрузок и нуждается в выполнении большого объема трибологических испытаний [1]. Для уменьшения погрешности испытаний и корректной оценки эффективности ГСМ необходима надежная, высокоточная контрольно-измерительная аппаратура, а также обеспечение высокой воспроизводимости условий их проведения [2]. Соответственно разработка новых средств и методов для повышения достоверности результатов трибоиспытаний актуальна как в научных, так и в прикладных аспектах.

Современный этап развития науки характеризуется переходом на качественно новый уровень исследований, который определяется широким использованием средств и методов сбора, анализа, обработки и передачи информации, а также формирования баз данных. Применение такого подхода освобождает исследователя от рутинной работы при поиске информации для решения поставленных задач [3, 4].

В настоящее время при разработке и проектировании автоматизированных систем используют модули программированных контроллеров ведущих производителей, таких как: Advantech, Action Instruments, Control Microsystems, National Instruments и других. Программируемые контроллеры имеют открытую архитектуру, широкую номенклатуру интеллектуальных модулей ввода/вывода, каналы связи с интерфейсами RS-232, RS-485, Ethernet, встроенные функции архивации. Современные контроллеры значительно расширяют возможности систем автоматизированного управления, так как могут обеспечить реализацию практически всех необходимых функций: сбора, обработки, хранения информации, контроля и управления технологическими процессами, индикации значений параметров, предупредительной и аварийной сигнализации и т.п.

Центральным элементом информационно-управляющей системы стает программное обеспечение, которое позволяет оперативно формировать разнообразные алгоритмы управления исполнительными устройствами и модулями сбора информации. На основе технологии SCADA-систем, таких как LabViem, Trace Mode 5, Genesis32, InTouch7.1, Citect, iFix создают информационно-измерительные системы, системы диагностирования, идентификации, автоматические системы управления и др.

Несмотря на всю универсальность SCADA-систем использование программируемых контроллеров ведущих фирм экономически нецелесообразно. Так, при исследовании физических, химических и других свойств конструкционных и горюче-смазочных материалов в ходе разработки и применения новых методик испытаний в научно-исследовательских лабораториях возникает необходимость автоматизации испытательной системы для корректной оценки триботехнических свойств материалов путем контроля и управления режимами с использованием методов математического моделирования на основе ряда исходных параметров.

Программно-аппаратный комплекс управления и контроля процесса трибологических испытаний является совокупностью базы данных и всего комплекса аппаратных, программных средств накопления, обработки а также хранения информации.

Экспериментально полученные результаты, характеризующие эксплуатационные свойства тех или других ГСМ и присадок к ним, подлежат последующей обработке с применением современных приемов систематизации данных средствами вычислительной техники.

В состав программно-аппаратного комплекса входят (рис. 1).:

- машина трения АСК-01 [5], в которую интегрированы датчики, модули первичной обработки информации, построенные по известному принципу работы и на основе аппаратных и программных модулей системы активного контроля параметров энергосиловых установок [6] и аппаратно-программной информационно-измерительной системы [7], исполнительные устройства, модули формирования сигналов для их управления;
- персональный компьютер со специализированным пакетом программ обработки, хранения, изменения и поиска экспериментально полученных данных, характеризующих эксплуатационные свойства тех или других ГСМ.

Специализированный программный пакет обеспечивает:

- управление исполнительными устройствами в ручном или в автоматическом режимах;
- обработку и визуальное отображение информации о процессах, протекающих при трении скольжения в испытуемом ГСМ;
- сохранение измерительной информации в электронном виде, создание базы данных, документальное оформление протоколов проведенных испытаний смазок.

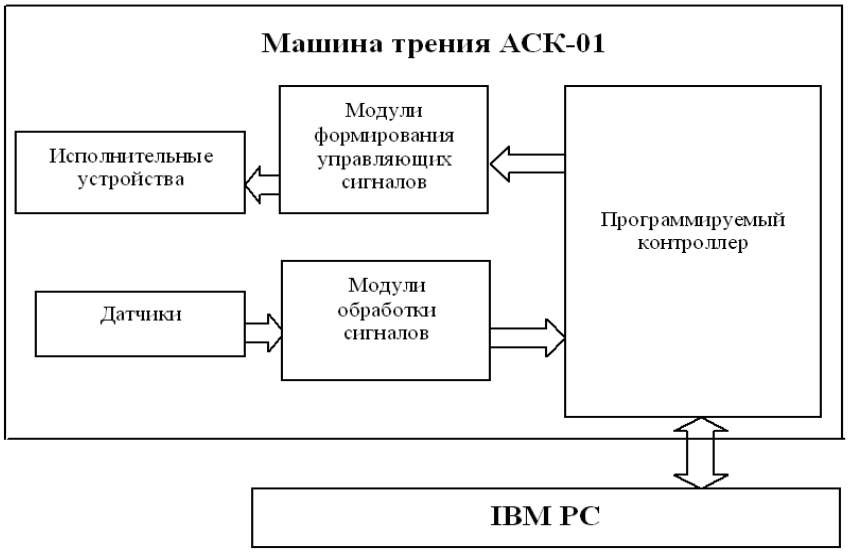


Рис. 1. Структурная схема программно-аппаратного комплекса

В данном комплексе реализуются следующие возможности программного обеспечения (рис. 2):

1. Управление, контроль и отображение рабочих параметров и режимов машины трения АСК-01:

- механические (частота оборотов вала, путь трения, скорость подачи испытуемого ГСМ, количество оборотов, контактные нагрузки, скорость нагрузки);
- системы охлаждения и нагрева ГСМ.

2. Отображение экспериментально определяемых и расчетных характеристик, а также параметров испытания ГСМ:

- температура ГСМ на входе и выходе из контакта;
- сила трения, коэффициент трения и крутящий момент;
- радиально-осевое отклонение рабочей поверхности контробразца;
- параметры окружающей среды.

Графический интерфейс в совокупности с программными модулями математической обработки экспериментальных данных позволяют создать наглядную, удобную и относительно простую систему управления режимами трения скольжения и регистрации триботехнических параметров. Интерфейс программы обеспечивает возможность визуально наблюдать в реальном времени основные графические зависимости, в том числе силы трения, углы абсолютного отклонения контробразца относительно трехкоординатных осей, нагрузочные и скоростные характеристики. Специализированные подпрограммы, отвечающие за проведение лабораторных испытаний в соответствии с предварительно разработанной и апробированной экспресс-методикой, дают возможность производить сравнительную оценку противоизносных и антифрикционных свойств ГСМ с учетом параметров шероховатости поверхностей трения.

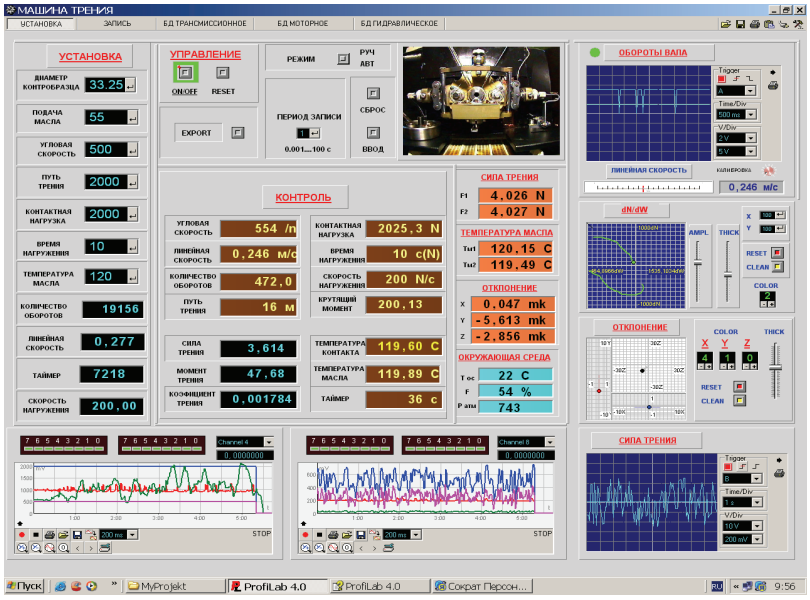


Рис. 2. Внешний вид графического интерфейса программы

Программно-аппаратный комплекс управления и контроля процесса трибологических испытаний позволяет воспроизводить с высокой точностью процесс испытаний, а также возможность формировать электронный массив данных триботехнических характеристик ГСМ и присадок к ним (рис. 3), что является предметом интереса предприятий разработчиков, производителей и потребителей товарных смазочных материалов.

Выводы

1. Использование аппаратных и программных модулей систем [6,7] в машине трения АСК-01 с разработанными программными модулями математической обработки экспериментальных данных и формирования алгоритма управления позволило за короткое время и с минимальными финансовыми и аппаратными затратами спроектировать и создать эффективный, удобный и относительно простой программно-аппаратный комплекс управления и контроля процесса трибологических испытаний.

Комплекс обеспечивает возможность оптимизировать режимы трения скольжения и регистрацию триботехнических параметров ГСМ, исключая человеческий фактор (субъективное принятие решений) при проведении испытаний.

2. Интерфейс программного обеспечения позволяет формировать алгоритмы управления по заданным входным параметрам.

Визуальное наблюдение в реальном времени необходимых графических зависимостей, в том числе силы трения, крутящего момента, температуры в контакте, углов абсолютного отклонения контробразца относительно горизонта, и др. разрешает проводить сравнительную оценку ГСМ при различных режимах испытаний.

3. Для проведения испытаний ГСМ на программно-аппаратном комплексе разработана и апробирована методика, разрешающая в лабораторных условиях исследовать моторные и трансмиссионные масла со штатными присадками.

Методика предусматривает получение сравнительных оценок противоизносных и антифрикционных свойств ГСМ с учетом конфигурации шероховатости рабочих поверхностей и дает возможность подобрать оптимальные компоненты трибосистем для повышения их ресурса и надежности.

4. Программно-аппаратный комплекс управления и контроля процесса трибологических испытаний в совокупности с лазерным сканирующим диференциально-фазовым микроскопом-профилометром ЛДФСМП, растровым электронным микроскопом РЭМ-106И, а также многоступенчатыми методиками лабораторных испытаний обеспечивают формирование электронной базы данных триботехнических характеристик горюче-смазочных материалов и присадок ним, что является предметом особого внимания предприятий, разработчиков, производителей и потребителей товарных смазочных материалов.

Рис. 3. База данных триботехнических свойств ГСМ

Использованная литература

1. Виппер А.Б., Виленкин А.В., Гейснер Д.А. Зарубежные масла и присадки. - М.: Химия, 1981. - 192 с.

2. Костюник Р. Е. Информационно-испытательная трибологическая система со стабилизированными контактными напряжениями: Дис... канд. техн. наук: 05.02.04 / Национальный авиационный ун-т. - К., 2006. - 161л. : рис. - Библиогр.: л. 132-143.

3. Голего Н. Л., Будя А. П., Коценко А.В., Натансон М.Е. Особенности построения и реализации банка данных из трибологии// Проблемы трения и изнашивание. - 1989, вып. 36.

4. Захаров З. М. Задача компьютерной трибологии// Трение и износ. - 2002, том 23, № 3.

5. Аксенов А.Ф., Стельмах А.У., Корбут Е.В., Костюник Р.Е., Сидоренко О.Ю., Шимчук С.П., Кущев А.В. Патент на полезную модель №38141 «Прибор для сравнительной оценки противоизносних и антифрикционных свойств элементов трибосистем». Зарегистрировано в Государственном реестре патентов Украины на полезные модели 25.12.2008. Бюл. №24.

6. Шмаров В.Н., Стельмах А.В. Система активного контроля параметров энергосиловых установок. В сб. «Технологический системы», №4, Киев, 2008.- С.17-20.

7. Шмаров В.Н., Стельмах О.В. Апаратно-програмна інформаційно-вимірювальна система. В сб. «Технологический системы», №1, Киев, 2010.- С.88-90.

УДК 629.7.058(043.2)

В.Н. Шмаров, д.т.н., проф., А.В. Стельмах
(Национальный авиационный университет, Украина)

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ ПРИЕМО-СДАТОЧНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

Рассматривается реализация универсального программно-аппаратного комплекса контроля и управления двигателем внутреннего сгорания, обеспечивающая сбор, обработку и создание базы данных информационных параметров.

После изготовления или капитального ремонта двигатель внутреннего сгорания (ДВС) подвергается обкатке (приработке) и приемо-сдаточным стендовым испытаниям по индивидуальным программам. Обкатка, как завершающая технологическая операция производства двигателя, рассматривается как один из этапов его жизненного цикла, определяющего долговечность деталей и его надежную работу.

В процессе испытаний определяют тягово-динамические, экономические, экологические и другие показатели двигателя, контролируют их соответствие стандартам и техническим условиям.

В настоящее время находящиеся в эксплуатации на отечественных авторемонтных предприятиях обкаточно-тормозные стенды имеют устаревшую элементную базу, не позволяющую автоматизировать приемо-сдаточные испытания ДВС.

Основу современных систем автоматического управления и контроля составляют модули программируемых контроллеров ведущих фирм мира (Advantech, Action Instruments, Control Microsystems, National Instruments и др.) Такие контроллеры имеют открытую архитектуру, большую номенклатуру интеллектуальных модулей ввода-вывода, каналы связи с интерфейсами RS-232, RS-485, Ethernet, встроенные функции архивации и другие возможности.

Используя технологии современных SCADA-систем (системами автоматического проектирования), таких как LabViem, Trace Mode 5, Genesis32, InTouch7.1, Citect, iFix, на базе программируемых контроллеров создают информационно-измерительные системы, системы диагностирования, идентификации, АСУ ТП промышленных предприятий [1] и т.д.

Создание системы на основе указанных модулей экономически не целесообразно, так как требует значительных финансовых и материальных затрат.

Основная задача управления приемо-сдаточными испытаниями ДВС возлагается на использование аппаратно-программных измерительно-управляющих систем авторских разработок, в которых значительная часть процедур автоматизации выполняется программным путем. Такие системы позволяют оптимизировать процессы управления и являются основой построения интеллектуализированных систем.

Программно-аппаратный комплекс разработан на базе персонального компьютера (ПК). Аппаратная часть системы рассматривается как спецпроцессор по отношению к центральному процессору, соединенных одним из стандартных интерфейсов.

На первом этапе для решения локальной организации автоматизированной системы на основе микроконтролера ATMega 128 фирмы. Atmel [2…4] был разработан базовый модуль первичного сбора, обработки и передачи информации, максимально приближенный к функциональным возможностям программирующих контроллеров ведущих производителей мира. Большинство периферийных схем, встроенных непосредственно на кристалле микроконтроллера базового модуля, позволяют управлять и отслеживать процесс приемо-сдаточных испытаний ДВС при минимальном количестве дополнительных узлов.

В модуле реализованный восьмиканальный 10-разрядный АЦП для обработки входных аналоговых сигналов, на таймерах/счетчиках реализована обработка частотных сигналов. Модуль разрешает обрабатывать/формировать до 32-х дискретных входных/выходных сигналов согласно алгоритмам, запрограммированным в микроконтроллере.

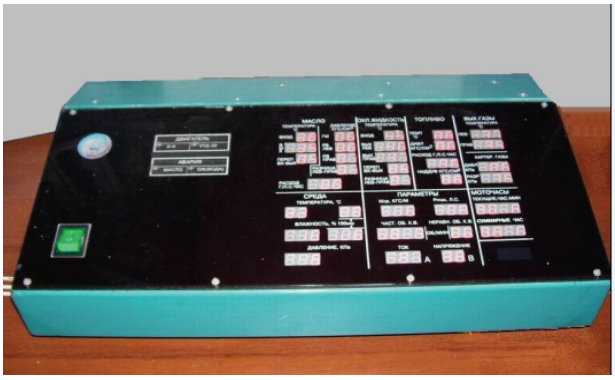


Рис. 1. Внешний вид блока индикации параметров ДВС

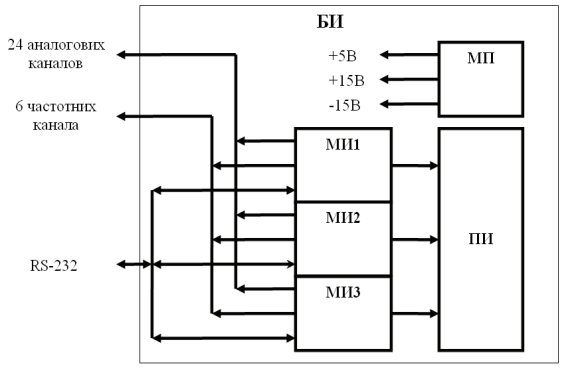


Рис. 2. Структурная схема блока индикации параметров ДВС

Программирование и отладку алгоритмов модуля осуществляют через технологический канал JTAG. Модуль разрешает организовать синхронный интерфейс SPI, интерфейс I2C, а также возможна передача данных и получения инструкций управления от внешних устройств по последовательному RS-232 каналу.

На основе разработанного модуля изготовлен блок индикации (рис. 1) параметров ДВС при стендовых испытаниях ДВС [5].

В состав блока (рис. 2) входят 3 модуля сбора информации (МИ1...МИ3), модуль питания (МП) и плата индикации (ПИ).

Блок обрабатывает аналоговые и частотные сигналы датчиков системы охлаждения, системы смазки, топливной системы, температуры выхлопных газов, электрические параметры электрогенератора, климатические параметры окружающей среды, механические параметры (частота вращения коленвала, крутящий момент).

Математический аппарат микроконтроллеров производит вычисление расчетных параметров двигателя, таких как:

- перепад давления, температур между левым и правым блоками системы смазки;
- перепад температур между левым и правым блоками, входом и выходом системы охлаждения;
- перепад температур выхлопных газов между левым и правым блоками;
- неравномерность вращения коленчатого вала;
- удельный расход масла, топлива, расчет максимальной мощности.

Измерительные и расчетные показатели выводятся на панель индикации (ПИ).

Вычислительная среда блока организована по принципу параллельных вычислений. В модулях сосредоточено выполнение того или другого типа задач. Обмен информацией между модулями организован по интерфейсу I2C. Параметры, которые используются или получены при решении одних задач, могут быть переданы в другие модули в виде, не требующем повторной обработки данных.

Такая система информационных связей обеспечивает возможность функционально расширить перечень решаемых задач, аппаратно добавляя модули, дополняя информационную базу.

С использованием интерфейса RS-232 в разработанном блоке, возможна передача данных во внешние устройства.

Разработанное программное обеспечение персонального компьютера с блоком индикации параметров двигателя (рис. 3) позволяет создать аппаратно-программную измерительную систему контроля приемо-сдаточными испытаниями ДВС [6].

Рис. 3. Аппаратно - программная информационно-измерительная система

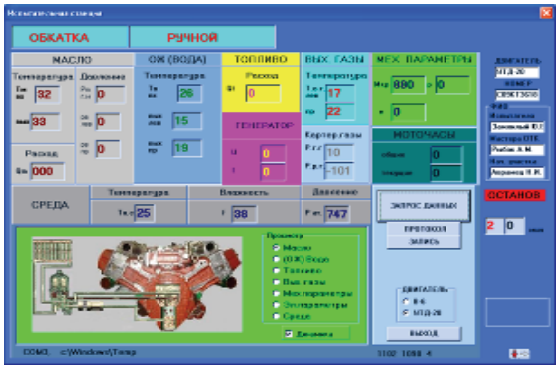


Рис. 4. Графический интерфейс ПО информационно-измерительной системы

На рис. 4 изображен внешний вид графического интерфейса программного обеспечения.

Разработанные подпрограммы условно объединяются в следующие группы:

- подпрограммы обработки, регистрации и визуализации параметров двигателя;
- подпрограммы оформления технической документации проведенных испытаний.

Программный модуль запоминающего осциллографа-регистратора позволяет визуально наблюдать изменение параметров двигателя при различных режимах работы (диапазон запоминания параметров от 0,01 с до 16 ч. непрерывной работы).

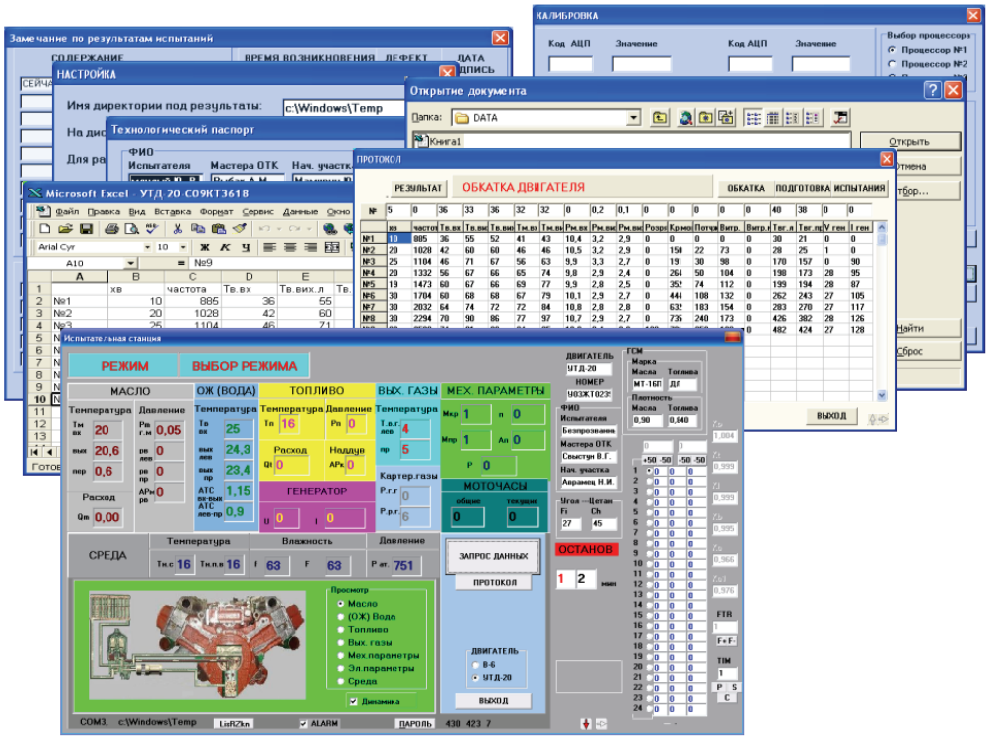


Рис. 5. Внешний вид графического интерфейса программного обеспечения и программных модулей универсального программно-аппаратного комплекса управления и контроля приемо-сдаточными испытаниями двигателя внутреннего сгорания

Группа подпрограмм оформления технической документации двигателя обеспечивает автоматическое оформление по избранному шаблону технологического паспорта двигателя, протоколов испытаний и др. К этой группе отнесены подпрограммы экспорта и импорта контролирующих параметров двигателя в программу Microsoft Office.

Модернизируя информационно-измерительную систему введением программно-аппаратных модулей, которые формируют управляющие сигналы, создан универсальный программно-аппаратный комплекс контроля и управления приемо-сдаточными испытаниями ДВС. Внешний вид графического интерфейса программного обеспечения и программных модулей приведен на рис. 5.

После ввода алгоритмов процесса и запуска приемо-сдаточных испытаний комплекс обеспечивает автоматический контроль и управление частотой оборотов коленвала ДВС и работой нагрузочного стенда. Согласно алгоритма приемо-сдаточных испытаний изменение режимов происходит через заданные интервалы времени. Автоматически созданный массив измеряемых и расчетных параметров ДВС формирует базу данных процесса испытаний.

Вывод

На первом этапе разработан и изготовлен измерительно-информационный блок индикации параметров ДВС при испытаниях [5].

На втором этапе разработано программное обеспечение для персонального компьютера, который позволяет автоматизировать процесс оформления технической документации и протоколов, проводить регистрацию параметров для дальнейшего всестороннего анализа [6].

На третьем этапе, аппаратно и программно модифицировав измерительную систему модулями управления исполняющими устройствами, создана информационно управляющая система с возможностью автоматического управления процессом приемо-сдаточных испытаний ДВС.

Комплекс внедрен на испытательной станции ДВС Житомирского ремонтно-механического завода.

В процессе испытаний ДВС проведена регистрация параметров, характеризующих состояние, а также тенденции изменения параметров при различных режимах работы двигателя. Оформление протоколов испытаний, апробация подпрограмм экспорта и импорта результатов измерения параметров двигателя могут использоваться для дальнейшего анализа и оптимизации процесса приемо-сдаточных испытаний.

Универсальность комплекса заключается в возможности оптимизации проведения приемо-сдаточных испытаний, а также адаптации к испытаниям различных типов ДВС.

Аппаратные и программные модули комплекса могут быть использованы для создания автоматизированных систем регистрации и обработки большого количества параметров, характеризующих состояние объектов управления или исследования.

Использованная литература

1. www.adastra.ru.

2. www.atmel.ru.

3. Евстифеев А.В. Микроконтролеры AVR семейства Tiny и Mega фирмы ATMEL.- Москва: Додэка – XXI. – 2005.

4. Баранов В.Н. Применение микроконтроллеров AVR: схемы, алгоритмы, программы. -Москва: Додэка – XXI. – 2006.

5. Шмаров В.Н., Стельмах А.В. Система активного контроля параметров энергосиловых установок. В сб. «Технологический системы», №4, Киев, 2008.- С.17-20.

6. Шмаров В.Н., Стельмах О.В. Апаратно-програмна інформаційно-вимірювальна система. В сб. «Технологический системы», №1, Киев, 2010.- С.88-90.

СЕКЦІЯ 17.

АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ

УДК 551.: 629.130

Джуваров Рамиз Паша оглы
(Национальная академия авиации, Азербайджанская Республика)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ РАДИОЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ РАДИАЦИОННОГО ТУМАНА НА АПШЕРОНСКОМ ПОЛУОСТРОВЕ

В этой статье разработан метод прогнозирования радиационного тумана на Апшеронском полуострове с использованием данных радиозондирования атмосферы. Были использованы данные наблюдений радиозондирования на аэрологических станциях Махачкала и Тбилиси. Полученные результаты удовлетворительны и исследование будет продолжаться.

Радиационные туманы на Апшеронском полуострове чаще всего возникают в низинах, где скапливается холодный воздух, и над местами с сильно увлажнённым воздухом. Обычно радиационные туманы чаще всего возникают в условиях антициклона перед восходом солнца, при слабом ветре, если ночью было ясно. В дневные часы с прогревом земной поверхности они рассеиваются или приподнимаются, образуя тонкий покров разорванно-слоистых облаков. Характерной особенностью их является то, что наибольшая плотность их наблюдается непосредственно у земли, а с высотой они становятся всё реже. Видимость в нижних слоях тумана уменьшается иногда до 50 м и менее.

Радиационные туманы отличается своей внезапностью и препятствуют нормальной работе авиации, а также всех видов транспорта. Поэтому, прогноз радиационных туманов имеет большое значение для метеорологического обеспечения полетов.

С этой целью разработаны основы нового метода прогнозирования радиационного тумана для района Апшеронского полуострова. Были использованы данные наблюдения радиозондирования на аэрологических станциях Махачкала и Тбилиси.

Из синоптической метеорологии известно что, для образования радиационного тумана нужны следующие начальные условия: 1) в приземном слое и в средней тропосфере наличие антициклона или гребеня высокого давления; 2) скорость ветра в приземном слое воздуха менее 2 м/с; 3) безоблачное небо; 4) на высотах 1500, 3000 и 5500 м воздух был сухим и т.д.

При данных условиях для прогнозирования радиационного тумана в ночное время и утренние часы находим средний дефицит точки росы на уровнях 850, 700 и 500 гПа:

$$D_{ср} = \frac{D_{850} + D_{700} + D_{500}}{3}.$$

где $D_{ср}$ – средний дефицит точки росы между слоями 1500 до 5500 м. D_{850} - дефицит точки росы на уровне 1500 м; D_{700} - дефицит точки росы на уровне 3000 м; D_{500} - дефицит точки росы на уровне 5500 м.

Если значение дефицита точки росы на изобарических поверхностях 850, 700 и 500 гПа, соответственно составляет 1,5, 2,0 и 2,5^{0}С, значит атмосфера влажная, погода будет облачной и радиационный туман не ожидается.

Радиационный туман прогнозируется при условии: $D_{ср} > 6^0$С или дефицит точки росы на изобарических поверхностях 850, 700 и 500 гПа по отдельности каждый составил > 4,0^{0}С.

Полученные результаты даны в таблице.

Анализ полученных результатов показывают, что в пяти случаях из шести прогнозы оправдались. А, 22.05.2009 года по прогнозу ожидался туман, но из-за прохождения холодного фронта с севера со скоростью ветра в 20 м/с, вышеуказанные условия образования радиационного тумана нарушились и прогноз не оправдался. В последнем примере прогноз не оправдался из-за сплошной слоистой облачности с высотой нижней границы 300-500 м.

Таблица

Некоторые результаты прогнозирования радиационного тумана, на Апшеронском полуострове по данным радиозондирования атмосферы.

№	Дата	Время	Аэрологическая станция	Дефицит точки росы (^{0}C)			$D_{ср.}$	Прогноз тумана	Оправдываемость
				D 850	D 700	D 500			
1	14.05.09	9^{00}	Махачкала	11,0	11,0	6,0	9,3	ожидается	Оправдался (туман был)
2	16.05.09	9^{00}	Махачкала	1,8	6,0	11,0	6,3	не ожидается	оправдался (туман не был)
3	18.05.09	9^{00}	Махачкала Тбилиси	10,0 11,0	4,2 4,6	7,0 7,0	7.1 7.5	ожидается	оправдался (туман был)
4	20.05.09	9^{00}	Махачкала	0,0	0,0	8,0	2.7	не ожидается	оправдался (туман не был)
5	21.05.09	9^{00}	Махачкала	6,0	4,9	19,0	10.0	ожидается	оправдался (туман был)
6	22.05.09	9^{00}	Тбилиси	6,0	8,0	13,0	9.0	ожидается	не оправдался (туман не был)
7	24.01.11	16^{00}	Махачкала	22,0	19,0	10,0	17,0	ожидается	оправдался (туман был)
8	25.01.11	16^{00}	Маштаги	12,0	10,0	8,0	10,0	ожидается	оправдался (туман был)
9	25.01.11	16^{00}	Махачкала	14,0	10,0	11,0	12,0	ожидается	оправдался (туман был)
10	14.03.11	16^{00}	Махачкала	20,0	11,0	17,0	13,0	ожидается	не оправдался (туман не был)

Надо отметить что, полученные результаты носят предварительный характер и исследование будет продолжаться.

Литература

1. ***R.P.Juvarov.*** The bases of new forecast method of the radiation fogs within the Absheron peninsula, National Academy of Aviation, Baku, Azerbaijan.

УДК: 629.122

Шафран Кшыштоф, кандидат технических наук,
(Институт Авиации Варшава, Польша)

УПРАВЛЕНИЕ ОБЪЕКТОМ С РЕВЕРСНОЙ УСТАНОВКОЙ ТЯГИ – ВЛИЯНИЕ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА.

Настоящая статья представляет короткое описание и выводы из работ проведенных специалистами Института Авиации в Варшаве. Группа ученых и инженеров под руководством автора работала последние годы над проектом «Спасательно-патрульное судно на воздушной подушке». В конструкции судна применены новые инженерные решения, проведены испытания в различных погодных условиях и на разнообразных территориях (вода, лед, суша, снег, болото). Все испытания новых разработок и установок проводились на экспериментальном судне в условиях полигона. Судно оборудовано приборами для измерения параметров движения, параметров силовой установки и координат в пространстве. Результаты испытаний сравнивались с предыдущими моделями судна, построенных без применения новых решении. Исследования оправдали ожидания инженеров. В настоящие время серийное судно на воздушной подушке с реверсной установкой тяги ПРЦ-600М/09 работает безотказно в Мазурской Спасательной Службе – в Польше. По оценкам пользователей, судно обладает значительно улучшенной маневренностью и повышенной динамикой движения. Новые инновационные решения защищены авторскими правами и патентами.

Институт Авиации в Варшаве, в последние десять лет, ведет программу научной разработки и технической постройки судов на воздушной подушке. Предназначение этих средств передвижения - это патрульно - спасательные мероприятия. Завершением целой программы было построение небольшой серии опытных экземпляров судов, предназначенных для спасательных служб действующих на территории озер, рек, водохранилищ и районов приморского побережья. Патрульно - спасательные судна серии ПРП-560, ПРП-560М и серии ПРЦ-600, ПРЦ-600М применялись также для перевозки грузов и транспорта людей в сложных погодных условиях. Проведены испытания с применением судна на воздушной подушке на быстро текущих горных реках. Проверено качество применяемых материалов конструкции, в том числе, ткани на оболочку воздушной подушки. Во время испытательных полетов, разработана техника безопасного выполнения сложных маневров. Опыт показал, что разные поверхности земли, воды, льда, требуют применения разных техник пилотажа в зависимости от выполняемой задачи. В опытном – экспериментальном судне применены и проверены разные варианты установки рычагов управления. Применены новые элементы аэродинамического управления движением, которые позволяют в безопасный и быстрый способ изменить направление движения судна. Запроектированная реверсная установка тяги судна на воздушной подушке (аналогична применяемой в авиационных двигателях). Все эти исследования привели к разработке инновационной системы управления судом на воздушной подушке. Судно выполняет сложные маневры оборота, разворота, а также движение задним ходом, что не встречается в других суднах этого типа. Это позволяет увеличивать маневрирование и торможение судном в узкопроходимых горных реках, каналах и портах, а так же значительно поправить устойчивость судна.

На контрольных испытаниях были исследованы также разные конструкции силовой установки и распределение воздуха на тягу и подушку. В серии ПРП-560 применены два вентилятора, а в серии ПРЦ-600 один. Это решение привело к значительном улучшению производства, но влияет на изменение некоторых свойств пилотирования.Большое количество проведенных экспериментов, подтвердили правильность инженерных решений и расчетов, а также позволило сконструировать и построить судно на воздушной подушке, которое выполняет требования и нужды патрульно - спасательных- служб.

Полеты в разных погодных условиях (сильный ветер, высока волна, низка температура), на различных территориях (по мелководью, где нет глубин судоходства), позволили вы-

работать технику безопасного управления и определить эксплуатационные ограничения технических параметров судна.

Тягу силовой установки определяем по формуле (1). Полная тяга разделена на поток воздуха в воздушную подушку и на поток воздуха движения.

$$S_c = S_l + S_w + S_{px} \tag{1}$$

где

$$S_l = \frac{p_a \cdot V_1^2}{2} \cdot F_1(1 - \frac{F_1}{F_l}) - \frac{p_a \cdot V_0^2}{2} \cdot F_1(F_l - F_1); \qquad S_w = F_1 \cdot \frac{p_a}{2} \cdot (V_k^2 - V_0^2);$$

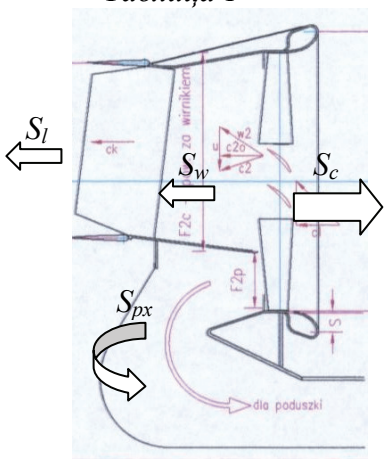
$$S_{px} = -m_p \cdot V_{2p} - (p_2 - p_a) \cdot F_{2p};$$

и обозначено

S – тяга; F - поверхность; p – давление; V – скорость; относительно места.

Схема распределения воздуха в силовой установке представлена ниже

Таблица 1



pr. obrotowa	czas	mostek	prędkośc	ciąg wirnika
obr/min	pomiaru	mV	km/h	N
4000	09:59:00	715	17	1051
4000	09:59:25	718	24	1056
4000	09:59:43	735	24	1081
4000	10:00:15	743	26	1093
4500	10:01:59	847	6	1246
4500	10:02:21	889	15	1307
4500	10:02:29	869	21	1278
4500	10:02:50	916	35	1347
4800	10:04:30	1024	12	1506
4800	10:04:44	1119	33	1646
4900	10:04:52	1244	43	1829
4900	10:05:08	1213	44	1784
4500	10:09:25	885	14	1301
4500	10:11:20	942	42	1385
4500	10:11:31	943	43	1387
4500	10:11:38	911	43	1340
4500	10:13:40	958	23	1409
4500	10:13:44	958	29	1409
4500	10:14:00	1012	40	1488
4500	10:15:16	943	24	1387

Схема 1 – Распределение воздуха. Таблица 1 - Результаты испытании (фрагмент).

Применение реверсной установки в одинаковых условиях работы силовой установки не уменьшает силы тяги. Часть воздуха из потока S_l направляется против движения судна. Полное закрытие реверса дает обратную тягу и судно на воздушной подушке может двигаться назад (задний ход). Силовую установку можно представить формулой (2).

$$S_c = S_l + S_R + S_w + S_{px} \tag{2}$$

где

$$S_R = -F_R \cdot p_1 \frac{V_1^2}{2};$$

Так как судно имеет один вентилятор, который надувает подушку и создает тягу, без реверсной установки не возможно (очень трудно) выполнять маневр остановки на месте с наполненой подушкой. Правильное выполнение такого маневра есть очень важно во время проведения спасательной акции на тонким льду. Подход к пострадавшему должен быть точным, чтобы судно не втолкнуло человека под лед. Использование реверсной установки дает равновесие между тягой, при выполнении маневра вперед и назад. Кроме этого позволяет судну держаться на месте без движения. Это влияет на безопасность подхода к причалу или другим суднам. Реверсная установка может значительно уменьшить скорость движения с попутным ветром, когда судно розгоняется до опасных скоростей. Управление аэродинамическими поверхностями реализуется с помощью электрических силовых установок. Конст-

рукция позволяет отклонять независимо друг от друга правую и левую лопасть наружных боковых створкок. В серийной модели судна в руль управления есть встроенные электрические кнопки, позволяющие управлять системой. Пилот – оператор управляет реверсной установкой не отнимая рук от руля управления.

Полигонные испытания реверсной установки.

Проведены многочисленные испытания различных вариантов конструкции реверсных систем. В настоящее время применяется вариант с двумя аэродинамическими поверхностями в виде боковых створок. Ниже приведен пример выполнения маневров без применения и с применением реверсной установки.

Таблица 2

Indeks	Czas	Wysokość	Długość odcinka	Czas odcinka	Prędkość odcinka	Kurs odcinka	Pozycja
1	2006-02-22 10:08:09	31 m	87 m	0:02:37	2 km/h	131° true	1419408 6023645
2	2006-02-22 10:10:46	39 m	104 m	0:00:21	18 km/h	142° true	1419490 6023609
3	2006-02-22 10:11:07	40 m	105 m	0:00:20	19 km/h	133° true	1419577 6023547
4	2006-02-22 10:11:27	40 m	104 m	0:00:20	19 km/h	126° true	1419674 6023500
5	2006-02-22 10:11:47	39 m	101 m	0:00:21	17 km/h	112° true	1419775 6023466
6	2006-02-22 10:12:08	39 m	100 m	0:00:30	12 km/h	91° true	1419878 6023456
7	2006-02-22 10:12:38	38 m	104 m	0:00:24	16 km/h	71° true	1419977 6023485
8	2006-02-22 10:13:02	39 m	101 m	0:00:20	18 km/h	90° true	1420063 6023548
9	2006-02-22 10:13:22	39 m	88 m	0:00:48	7 km/h	77° true	1420162 6023578
10	2006-02-22 10:14:10	41 m	105 m	0:00:22	17 km/h	72° true	1420240 6023623
11	2006-02-22 10:14:32	40 m	71 m	0:08:14	0.5 km/h	99° true	1420329 6023685
12	2006-02-22 10:22:46	48 m	75 m	0:07:57	0.6 km/h	123° true	1420400 6023694
13	2006-02-22 10:30:43	55 m	108 m	0:00:27	14 km/h	93° true	1420475 6023673
14	2006-02-22 10:31:10	55 m	106 m	0:00:14	27 km/h	95° true	1420582 6023700
15	2006-02-22 10:31:24	56 m	109 m	0:00:11	36 km/h	99° true	1420688 6023723
16	2006-02-22 10:31:35	57 m	100 m	0:00:09	40 km/h	88° true	1420799 6023739
17	2006-02-22 10:31:44	59 m	103 m	0:00:09	41 km/h	74° true	1420896 6023773
18	2006-02-22 10:31:53	60 m	105 m	0:00:10	38 km/h	60° true	1420985 6023829
19	2006-02-22 10:32:03	53 m	107 m	0:00:12	32 km/h	49° true	1421059 6023909
20	2006-02-22 10:32:15	59 m	106 m	0:00:10	38 km/h	38° true	1421118 6024002
21	2006-02-22 10:32:25	60 m	109 m	0:00:09	44 km/h	38° true	1421158 6024104
22	2006-02-22 10:32:34	60 m	108 m	0:00:08	49 km/h	36° true	1421198 6024208
23	2006-02-22 10:32:42	61 m	100 m	0:00:07	52 km/h	37° true	1421235 6024312
24	2006-02-22 10:32:49	63 m	103 m	0:00:07	53 km/h	38° true	1421271 6024409
25	2006-02-22 10:32:56	63 m	106 m	0:00:07	55 km/h	38° true	1421309 6024507
26	2006-02-22 10:33:03	62 m	110 m	0:00:07	57 km/h	35° true	1421349 6024609
27	2006-02-22 10:33:10	63 m	111 m	0:00:07	57 km/h	35° true	1421385 6024715
28	2006-02-22 10:33:17	64 m	110 m	0:00:07	57 km/h	34° true	1421420 6024824
29	2006-02-22 10:33:24	62 m	108 m	0:00:07	56 km/h	33° true	1421453 6024931
30	2006-02-22 10:33:31	59 m	52 m	0:17:02	0.2 km/h	37° true	1421484 6025038
31	2006-02-22 10:50:33	60 m					1421502 6025088
<kon...							

Centruj mapę do zaznaczonego punktu

Punkty	Długość	Obszar	Czas podróży	Śr. prędkość
31	3.0 km	1.1 km2	0:42:24	4 km/h

Таб. 2. Результаты испытании выполнения маневров с применением реверсной установки.

Результаты регистрации координат представлено на карте полигона.

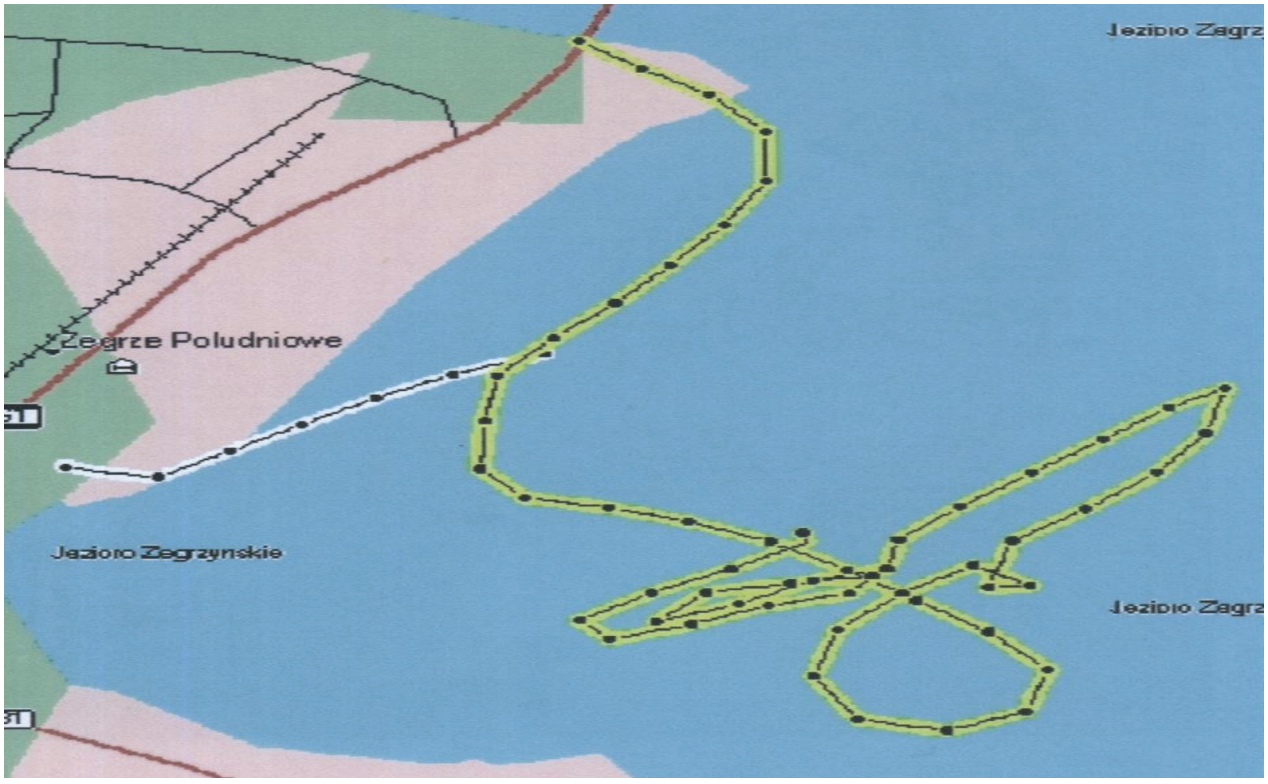


Рис. 1. Регистрация маневров судна на воздушной подушке (вода).

На рисунке (2) приведен пример одного из маневров выполненого без применения (А) и с применением реверсной установки (В). Начальные параметры движения судна были оди-

наковые. Заметно, что применение реверсов уменьшает скорость входа в поворот и значительно уменьшает угол поворота. Эти свойства судна с реверсной установкой увеличивают безопасность выполнения полета и эксплуатации в целом.

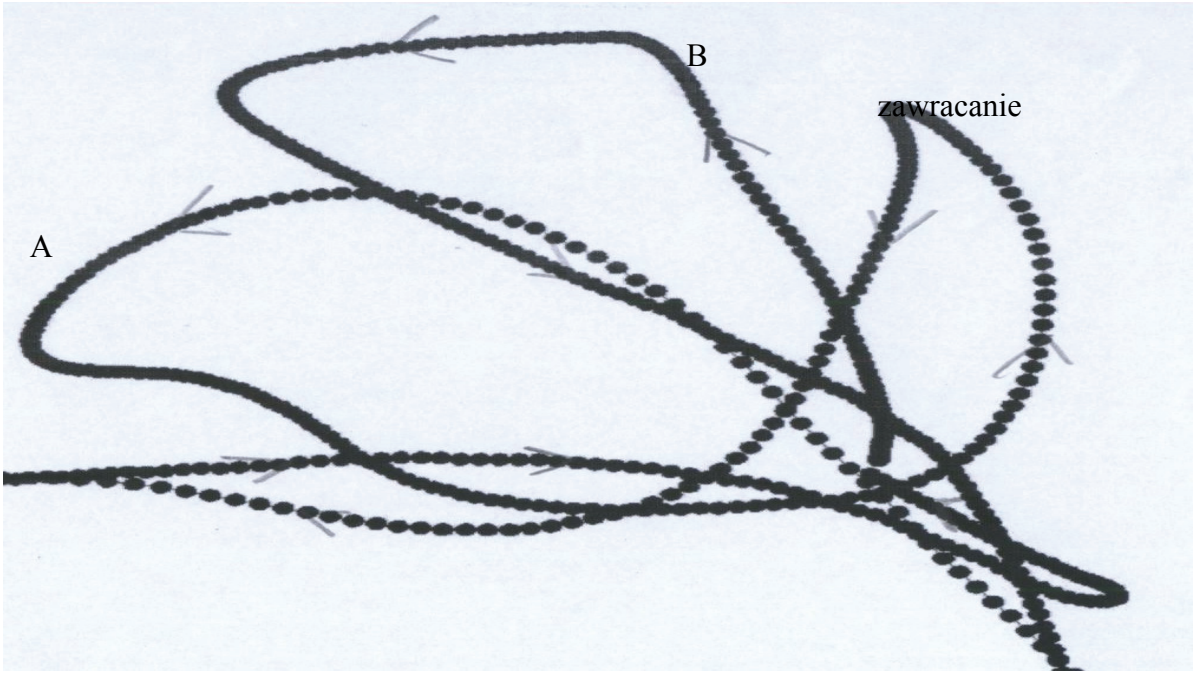


Рис 2. Пример маневров судна на воздушной подушке (вода) без применения и с применением реверсной установки.

Выводы

1. Безопасность полетов судна на воздушной подушке, прежде всего зависит от опыта и способности пилота.
2. Реверсная установка тяги значительно увеличивает маневренность судна на воздушной подушке.
3. Пилот имеет дополнительные возможности управления, которые повышают эксплуатационные свойства судна.
4. Реверс – аэродинамический тормоз, повышает безопасность полета и выполняемых маневров.

Список литературы

1. Badawczo-obliczeniowe określenie siły ciągu napędu wentylatorowego dla pojazdu w ruchu – mgr *inż. M. Ptaszyński i zespół*. ILot 04/BD/S/08. *2008 - s. 30.*

2. Próby poduszkowca PRC-600 w warunkach zimowych – *mgr inż. M. Ptaszyński* ILot 11/BD/S/06 *– s. 18.*

3. *K. Szafran* – PRC-600M/09 projekt techniczny – *Ilot 2008.*

УДК 533.69.01

Е.П. Ударцев, д.т.н., А.И. Жданов, к.т.н., А.В. Швец, к.т.н
(Национальный авиационный университет, Украина)

МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕУСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ КРЫЛА В ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Приведены результаты исследований колеблющейся модели крыла в гидродинамической трубе при разных углах атаки, частоте и амплитуде колебаний

Актуальность исследований определяется изучением закономерностей развития нестационарных вихревых обтеканий профиля крыла. В частности недостаточно изучены механизмы образования вихрей и их движения на профиле при его колебании по тангажу, развития вихревого течения и отрыва потока с проявлением эффектов гистерезиса в аэродинамических характеристиках. Такие исследования необходимы для проектирования современных летательных аппаратов: самолетов, экранолетов, махолетов. Особо важными нестационарные характеристики становятся при проектировании систем управления при полете в неспокойной атмосфере, создании систем снижения перегрузок в полете [1], [2].

Постановка задачи. Режимы обтекания колеблющегося профиля можно классифицировать как: безотрывное обтекание (режим слабого вязко-невязкого взаимодействия); наступление отрыва (умеренное вязко-невязкое взаимодействие); слабый отрыв (сильное вязко-невязкое взаимодействие); сильный отрыв (доминирующая роль вязких эффектов и вихреобразования). На основании этой классификации ставится задача изучения обтекания колеблющегося профиля крыла в гидродинамической трубе.

Цель исследования. Изучить особенности двухмерного стационарного и нестационарного обтекания профиля крыла. Определить влияния частоты и положения оси вращения профиля на динамику вихреобразования на верхней и нижней поверхностях крыла.

Объект исследования – модель отсека крыла, имеющего профиль Р-301 с большой относительной толщиной $\bar{c}$ = 0,14. Модель предназначена для получения визуальных спектров обтекания поверхности на различных углах атаки методом красок. Размеры модели (размах ℓ = 0,25 м, хорда b = 0,12 м) подобраны таким образом, чтобы концевые перетекания не влияли на картину обтекания центрального сечения.

Экспериментальная гидродинамическая труба ГДТ-2М имеет размеры рабочей части 0,3×0,3×0,8 м. Скорость потока в рабочей части изменяется в диапазоне 0,05 ÷ 0,15 м/с, что соответствует числам $\mathrm{Re} \approx 10^3 \div 10^4$.

Методика испытаний заключалась в следующем:

1. Модель устанавливается в гидродинамическую трубу на специальном электромеханическом устройстве, позволяющем совершать вынужденные гармонические колебания относительно заданного центра масс $\bar{x}_{ц.в.}$ = 0,25; 0,65 b с частотой 0,04; 0,4 1/с и амплитудой $\pm 4^0$; $\pm 15^0$. Число Струхаля – 0,1 и 9,6.

2. В рабочей части ГДТ-2М устанавливается необходимая в эксперименте скорость потока V_∞ = 0,05 м/с, число $\mathrm{Re} = 10^4$.

3. В процессе эксперимента в рабочую часть трубы из гребенки выпускались тонкие струйки подкрашенной жидкости, визуализирующие обтекание модели и следа в заданном диапазоне углов атаки.

4. Процесс обтекания модели фиксировался на видеокамеру.

Программа экспериментальных исследований приведена в таблице 1.

На первом этапе исследовалось стационарное обтекание модели отсека крыла на различных углах атаки при числе $\mathrm{Re} = 10^4$.

На втором – обтекание модели при медленном изменении угла атаки от -15^0 до $+15^0$ за 24 с. Положение оси вращения секции при этом соответствовало 0,25b, $\mathrm{Re} = 10^4$.

На третьем и четвертом этапах исследовалось обтекание колеблющейся модели с частотой 4 Гц на разных углах атаки α_0 = 0, 5^0, 10^0, 15^0 с амплитудой A = ± 4˚ для двух положений центра вращения $\bar{x}_{ц.в.} = 0{,}25\,b$ и $0{,}65\,b$, Re = 10^4.

Програма экспериментальных исследований

Таблица 1

№ п/п	Углы $\alpha°$	Положение оси вращения	Амплитуда колебаний, град	Частота колебаний,1/с	Число Sh
1	2; 5; 10; 15	Установившийся режим обтекания			
2	-15…+15	0,25b	± 15	0,0416	0,1
3	0; 5; 10; 15	0,25b	± 4	4	9,6
4	0; 5; 10; 15	0,65b	± 4	4	9,6

Результаты экспериментальных исследований стационарного обтекания профиля приведены на рис. 1. Как видно, зона отрыва потока появляется уже на малых углах атаки

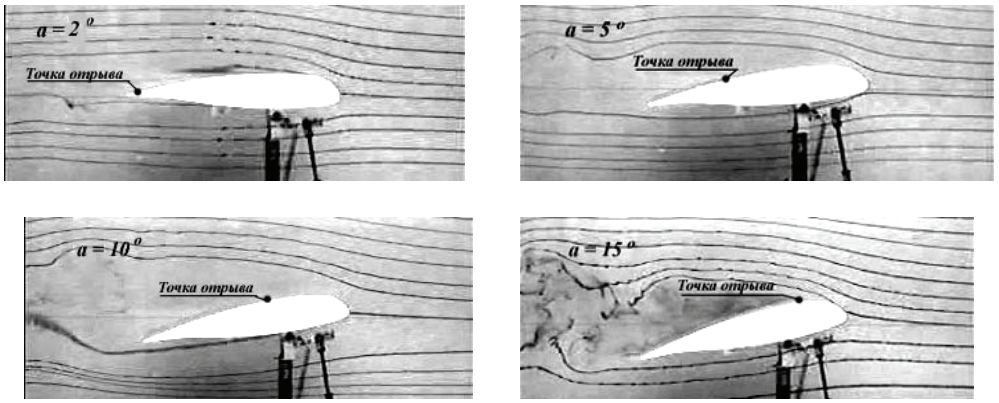


Рис. 1 – Визуализация стационарного обтекания профиля для углов атаки α = 2˚, 5˚, 10˚, 15˚

(α ≈ 1^0…2^0) и при дальнейшем увеличении угла атаки распространяется вверх по потоку. При достижении α = 15^0 она занимает уже более 80% всей верхней поверхности профиля. Результатами этой серии экспериментов воспользуемся для последующего сравнения и анализа нестационарного обтекания профиля.

При медленном изменении угла атаки модели характер обтекания верхней и нижней поверхностей имеет заметные отличия от стационарного обтекания профиля на одинаковых углах атаки. Кроме того, нестационарное обтекание при увеличении угла атаки существенно отличается от обтекания при уменьшении угла атаки. Кинограмма обтекания профиля показана на рис. 2. При изменении угла атаки от 0 до 15^0 (кадры 1…4) отрывная зона на верхнем заднем скате профиля по сравнению с установившимся режимом обтекания появляется при углах атаки, близких к α = 10^0. Это объясняется уменьшением истинных углов атаки за счет вычитания окружной скорости вращения профиля от скорости набегающего потока. По мере дальнейшего увеличения угла атаки отрыв распространяется на область, занимающую ≈ 70% хорды профиля (α = 15^0, кадр 4). После перехода критической точки (α = 15^0) при опускании носка профиля (кадры 5…10) отрывная зона практически не изменяет своих размеров даже при достижении угла α = 0^0, что объясняется увеличением истинных углов атаки за счет сложения скорости потока и окружной скорости вращения профиля. По мере дальнейшего уменьшения угла атаки в отрицательные значения отрывная зона на верхней поверхности начинает уменьшаться и практически исчезает при α = -15^0 (кадр 10). Нижняя поверхность отсека крыла во всем исследованном диапазоне изменения углов атаки обтекается практически безотрывно.

В ближнем следе за профилем образуется пара цилиндрических вихрей, интенсивность которых зависит от текущего значения угла атаки. В процессе взаимодействия этих вихрей

формируется след, оказывающий либо положительное, либо отрицательное, в зависимости от знака производной $\dot{\alpha}$, влияние на картину течения вокруг профиля.

Таким образом, нестационарное обтекание на «прямом» ходу ($\dot{\alpha} > 0$) существенно увеличивает угол атаки начала срыва по сравнению со стационарным обтеканием этого же профиля. Это косвенно согласуется с исследованиями, опубликованными в работе [3], где отмечено возрастание несущих свойств и уменьшение лобового сопротивления колеблющихся в потоке жидкости крыльев различного удлинения.

«Обратный» ход профиля ($\dot{\alpha} < 0$) инициирует более ранний отрыв, и как следствие, более раннее повышение лобового сопротивления крыла.

Характер обтекания профиля при малой амплитуде и большой частоте колебаний значительно отличается от рассмотренных выше режимов. На рис. 3 приведены фрагменты кинограммы обтекания профиля при координате оси вращения, соответствующей $\bar{x}_{ц.в.} = 0{,}25$, поясняющие механизм образования следа за профилем. Колебания профиля инициируют возникновение пары вихрей разного знака циркуляции, поочередно образующихся в районе задней кромки. Вихрь 1 образуется при опускании хвостика профиля, а вихрь 2 – при его

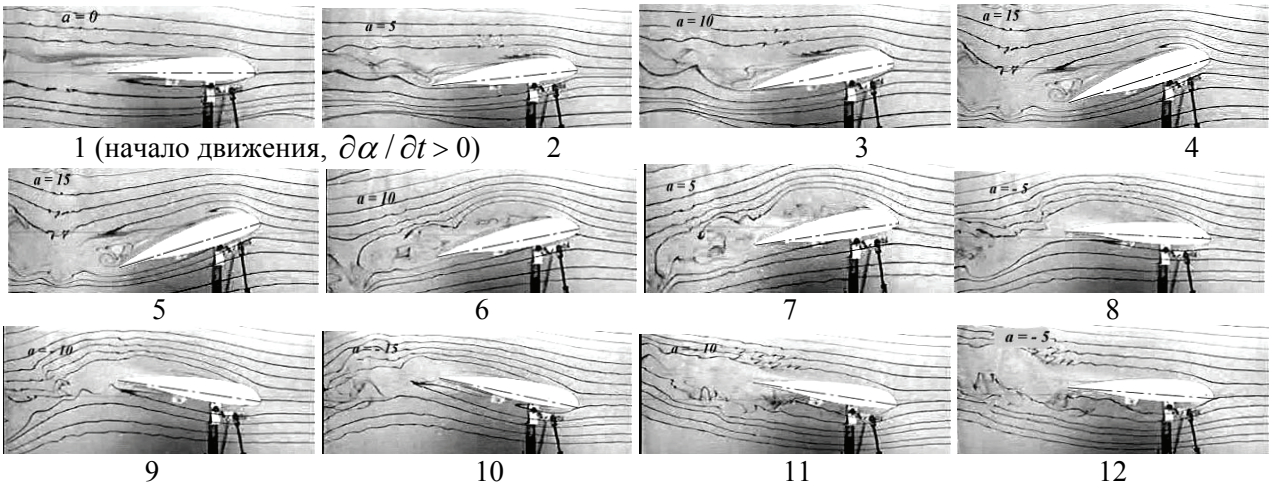


Рис. 2 – Обтекание профиля при медленном изменении угла атаки (A = ±15°,f =0.0416 с-1, $\bar{x}_{ц.в.}$ =0,25)

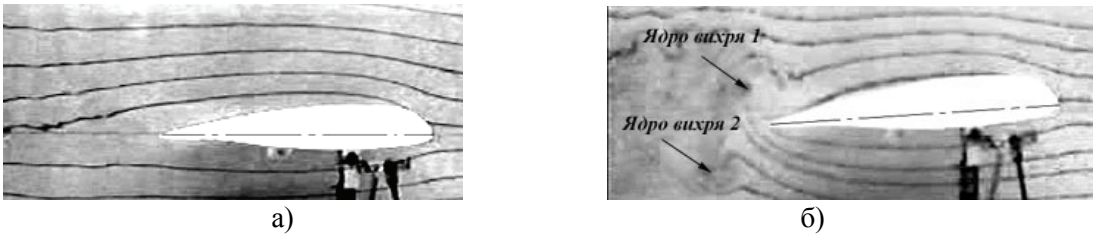


Рис. 3 – Фрагменты кинограммы обтекания профиля:
а) – стационарное; b) – нестационарное при $\alpha_0 = 0°$; A = ± 4°; f = 4 Гц; $\bar{x}_{ц.в.} = 0{,}25$

подъеме. Взаимодействуя между собой, вихревая пара формирует след за профилем, скорость потока на заднем скате профиля увеличивается (окрашенные струйки жидкости приближаются к поверхности профиля). Можно утверждать, что для исследованного режима колебания профиля нестационарное обтекание способствует затягиванию срыва на большие углы атаки, по сравнению со стационарным обтеканием.

На рис. 4, 5 показаны кинограммы обтекания профиля для оси вращения $\bar{x}_{ц.в.} = 0{,}25$ и $\bar{x}_{ц.в.} = 0{,}65$. В последнем случае характер обтекания определяется не задней, а передней кромкой. При опускании носка профиля вниз на нем формируется вихрь, обуславливающий течение на всей верхней поверхности, в то время как при подъеме носка подобный вихрь не образуется. Это объясняется тем, что мгновенный угол атаки при подъеме носка близок ну-

лю и передняя часть профиля обтекается безотрывно. Начиная с угла $\alpha_0 = 5^0$, практически вся верхняя поверхность профиля находится в зоне отрыва потока.

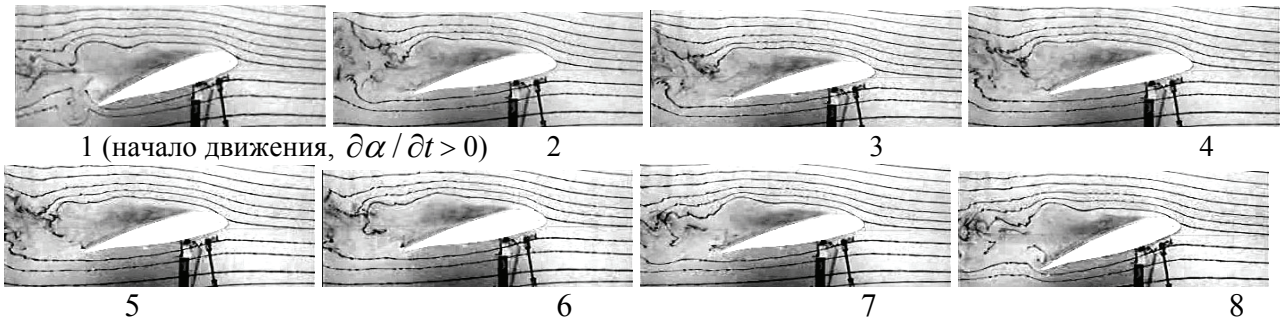


Рис. 4 – Кинограмма обтекания профиля ($\alpha_0 = 15^\circ$; A = ± 4°; f = 4 с$^{-1}$; $\bar{x}_{ц.в.}$ = 0,25)

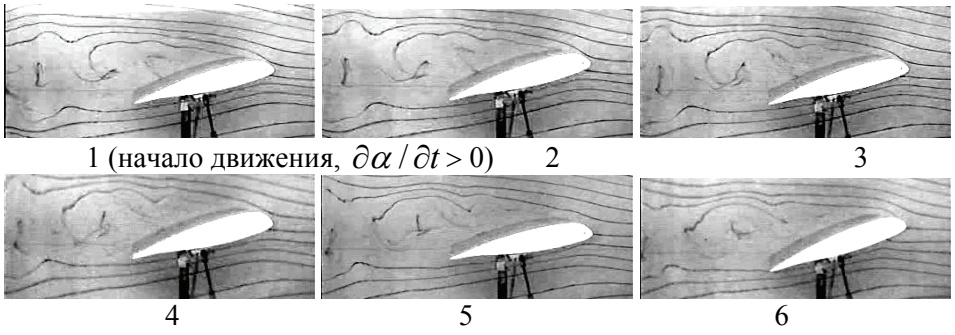


Рис. 5 – Кинограмма обтекания профиля ($\alpha_0 = 15^\circ$; A = ± 4°; f = 4 с$^{-1}$; $\bar{x}_{ц.в.}$ = 0,65)

Выводы

1. Нестационарное обтекание профиля при большой амплитуде и малой частоте колебаний на «прямом» ходу существенно на 4°…8° увеличивает угол атаки начала срыва по сравнению со стационарным обтеканием. Это приводит к уменьшению лобового сопротивления колеблющихся крыльев и определяет возможность их использования в качестве движителей. «Обратный» ход профиля инициирует более ранний срыв и как следствие повышение лобового сопротивления крыла.

2. При малой амплитуде, большой частоте колебаний и координате оси вращения, соответствующей $\bar{x}_{ц.в.}$ = 0,25, колебательное движение профиля способствует затягиванию срыва потока на большие углы атаки (на $\Delta\alpha = 4^\circ$) по сравнению с стационарным обтеканием.

3. Характер обтекания профиля при координате оси вращения $\bar{x}_{ц.в.}$ = 0,65 определяется передней кромкой. При опускании носка профиля вниз на нем формируется вихрь, обуславливающий течение на всей верхней поверхности, в то время как при подъеме носка профиля подобный вихрь не образуется. Вследствие этого, начиная с угла $\alpha = 5^\circ$, практически вся верхняя поверхность профиля находится в зоне отрыва потока.

Список литературы

1. Сорокодум Е.Д. Перспективы создания авиационной техники на основе использования колебательной аэродинамики (обзор), http:/vortex.viptop.ru.

2. Белоцерковский С.М. Турбулентность и вихревая аэродинамика. Электронный ресурс. – Режим доступа: http://elibrary.ru/books/. Janus/cnts.htm.

3. Гребешов Э.П., Шакарвене Е.П. Нестационарные аэродинамические характеристики трех прямоугольных крыльев различного удлинения. – М.: Труды ЦАГИ, вып. 2485, 1990. – 31 с.

УДК 533.694.73

Є.П. Ударцев, д.т.н., проф., О.І. Жданов, к.т.н., с.н.с., О.Г. Щербонос, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВПЛИВ ВИХРОГЕНЕРАТОРІВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

Наведено результати випробувань в аеродинамічній трубі моделі літака з установленими генераторами вихорів.

Поліпшення характеристик літального апарата можливо тільки за допомогою кращого розуміння закономірностей плину газу. Поліпшення злітно-посадочних а також маневрених характеристик пов'язане зі збільшенням максимального коефіцієнта підіймальної сили. Більша частина підіймальної сили формується за рахунок розрядження на верхній поверхні крила. Так як тиск на цій ділянці менше ніж у задньої кромки, на крилі існує великий додатній градієнти тиску, що може привести до відриву потоку, і як наслідок падінню підіймальної сили, збільшенню опору, звалюванню й штопору. Проблема проектування крил з максимальною підіймальною силою є актуальним завданням аеродинаміків протягом багатьох років. За цей час були розроблені методи затримування зриву потоку: щілинні предкрилки й закрилки, здув та відсос примежевого шару, генератори вихорів (ГВ). ГВ останнім часом одержали широке поширення на літаках, як засіб боротьби з відривом примежевого шару. Однак негативним ефектом від використання ГВ є збільшення опору на режимах польоту для яких вони не були безпосередньо розроблені, наприклад для крейсерського польоту [1]. Останнім часом зявились дослідження [2] генераторів вихорів у вигляді напливів на передній кромці крила, що імітують нарости ана плавцях китів. Такі ГВ, завдяки відсутності гострих кромок і плавному безвідривному обтіканні на малих кутах атаки, мають низький додатковий опір.

Дана робота присвячена дослідженню впливу вихрогенераторів у вигляді напливу на передній кромці крила на аеродинамічні характеристики літака, що проведені у ваговому експерименті на моделі літака А-20 в аеродинамічній трубі ТАД-2 НАУ. Такого типу вихрогенератори досліджувались на предмет їх впливу на розподіл тиску навколо профілю та інтегральні аеродинамічні характеристики в коливальному русі моделі відсіку крила [3]. Відомо, що турбулізатор у вигляді напливу утворює на поверхні крила пару великих поздовжніх вихрів, які є більш стійкими до відриву від верхньої поверхні крила при виході на великі кути атаки порівняно з безвихровим неорганізованим зовнішнім повітряним потоком. В умовах відриву відбувається взаємодія великих поздовжніх вихрів від вихрогенераторів з поперечними вихрами, що утворюються в місцях відриву на поверхні крила. Поздовжні вихрі таким чином упорядковують поперечну вихрову структуру, яка набуває більш стійкого характеру і не призводить до раптової і некерованої зміни режиму обтікання в зонах відриву потоку на великих кутах атаки.

Мета вагових досліджень полягала у визначенні впливу вихрогенераторів вище зазначеного типу на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі літака за кутом атаки для підтвердження позитивного впливу упорядкування вихрової структури на поверхні крила за допомогою великих поздовжніх вихрів на характеристики відриву потоку.

Генератори вихорів (ГВ) представляють собою еліпсоїд обертання з осями $0.4b_a$ та $0.15b_a$, що виступає за передню кромку на $0.125b_a$ (Рис. 4.55). Генератори вихорів відрізнялись між собою кутом нахилу відносно хорди крила. Було виготовлено 4 типорозмірів ГВ: № 0, № 10, № 20, № 30, з кутами нахилу 0^0 10^0 20^0 30^0, відповідно (Рис. 1). ГВ № 10 встановлювався в прямому і перевернутому відносно хорди профілю положенні.

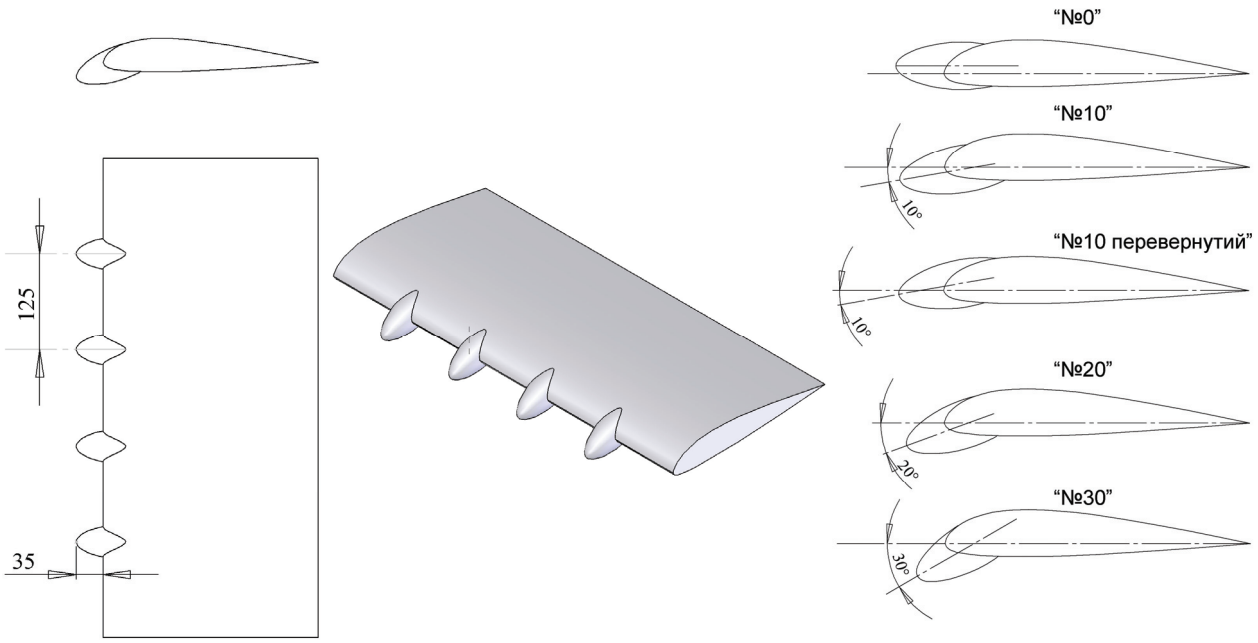


Рисунок 1 – Схема розташування генераторів виорів на крилі моделі

Програма експериментальних досліджень передбачала визначення впливу чотирьох форм великих турбулізаторів і однієї форми менших турбулізаторів на аеродинамічні характеристики моделі літака в польотній конфігурації при $\delta_з = 0$; в конфігурації з $\delta_з = 16^0$; в конфігурації відхилення закрилків в режимі елеронів, коли утворюються так звані ножиці, при $\delta_{р.в.} = 0$, $\delta_{р.н.} = 0$. Вихрогенератори кріпилися на носку профілю крила з достатньо великим кроком 125 мм, щоб унеможливити злиття вихрів від двох сусідніх вихрогенераторів. Мінімальний крок розташування вихрогенераторів, при якому не відбувається злиття вихрів і забезпечується максимальна площа поверхні, що обслуговується вихрогенераторами, визначається потужністю та розмірами вихрів і, відповідно, розмірами і формою вихрогенераторів, а також числом Рейнольдса. На фото рис. 2, 3 зображена модель літака в робочій частині аеродинамічної труби з встановленими на крилі турбулізаторами. Дослідження конфігурації моделі літака в конфігурації з ножицями у відхиленні закрилків мали на меті з’ясувати вплив турбулізаторів на ефективність елеронів на великих кутах атаки.

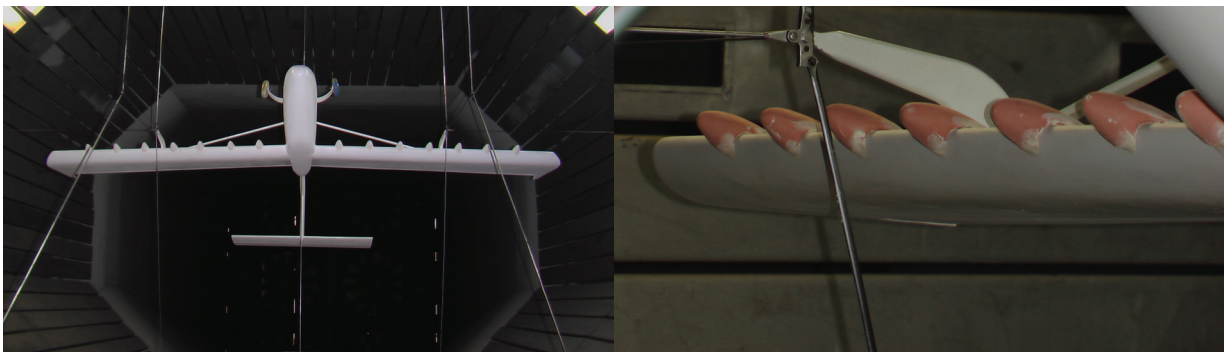
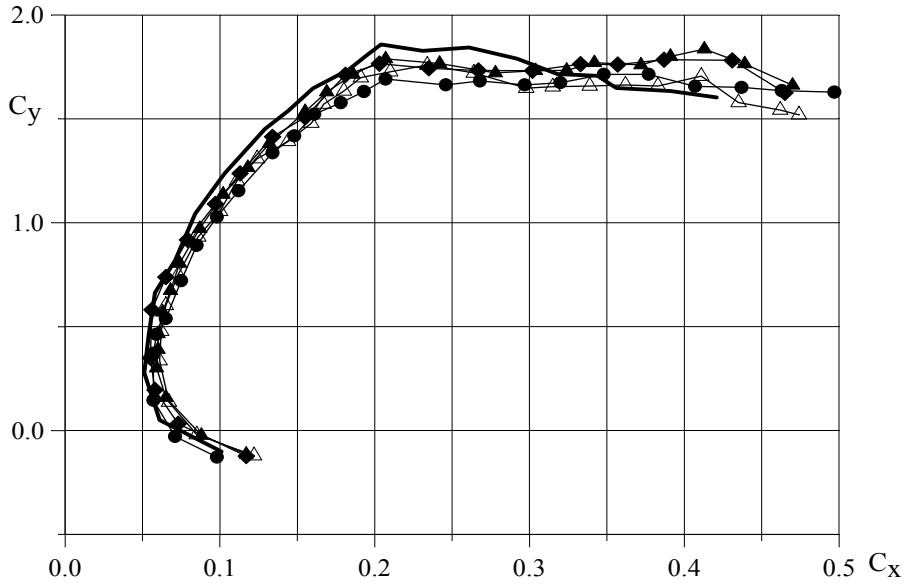
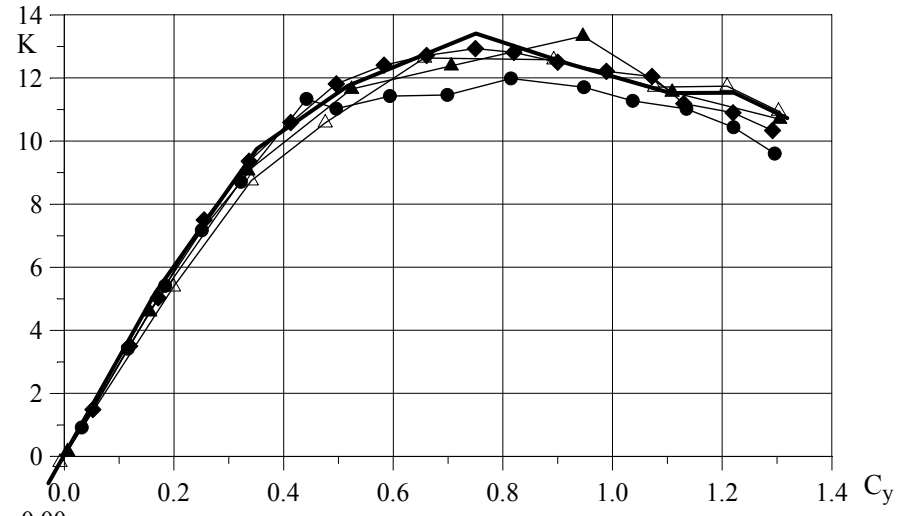
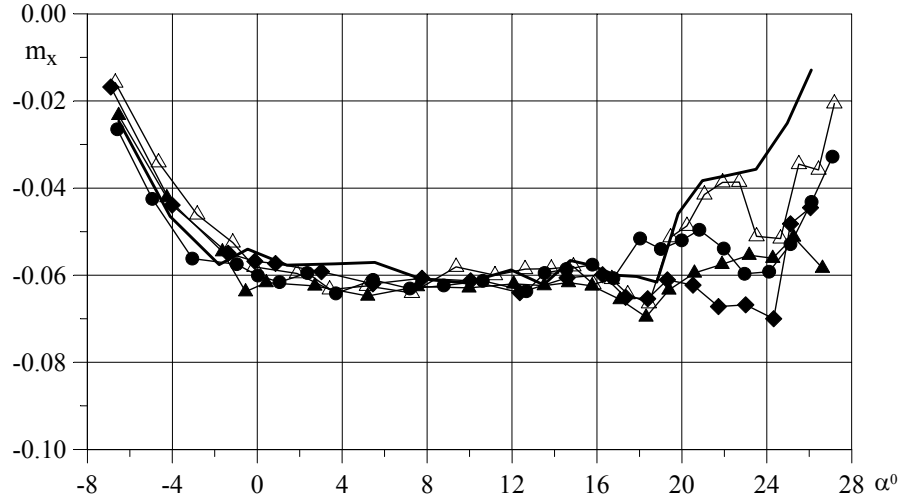


Рисунок 2 – Модель літака в робочій частині аеродинамічної труби під час експерименту







Польотна конфіг.: ——— - без турбулизаторів; ———●——— - турбулізатор № 0;
———◆——— - турбулізатор № 10; ———▲——— - турбулізатор № 20;
———△——— - турбулізатор № 30

Рисунок 3 - Вплив турбулізаторів на аеродинамічні характеристики моделі літака

Висновки

Застосування турбулізаторів практично не вплинуло на коефіцієнт лобового опору C_x, навіть дещо зменшило опір в експлуатаційному діапазоні кутів атаки $\alpha = 4^0 \div 16^0$. Коефіцієнт піднімальної сили C_y при цьому дещо зменшився, а у підсумку аеродинамічна якість К залишилася близькою до значень, що мали місце за відсутності турбулізаторів на крилі. Це зауваження видно також з поляри, де експериментальні точки у випадку застосування турбулізаторів лягли на лінію поляри для випадку відсутності турбулізаторів у експлуатаційному діапазоні C_y. Кут нахилу осі турбулізатора корелює з кутами атаки крила, при яких спостерігається найменший приріст лобового опору. У зв'язку з цим турбулізатори № 10 і № 20 виявились більш ефективними в області експлуатаційних кутів атаки. Залежність коефіцієнту поздовжнього моменту має в цілому додатну добавку від впливу турбулізаторів по відношенню до випадку чистого крила. Це цілком очевидно, виходячи з геометричної форми профілю з турбулізатором. В області великих кутів атаки, де відбувається відрив потоку, від'ємний градієнт нахилу залежності $m_z = f(\alpha)$ збільшується для турбулізаторів №№ 10, 20, 30 і зменшується для турбулізаторів № 0, що відповідає зміні коефіцієнта піднімальної сили.

Найбільш помітним є вплив турбулізаторів на зміну коефіцієнту піднімальної сили, коли починає розвиватися відрив повітряного потоку з верхньої поверхні крила на великих кутах атаки. За відсутності турбулізаторів відрив потоку на верхній поверхні розвивається при збільшенні кута атаки поступово від кореневої частини крила вперед проти потоку і вбік до кінцівок крила. При наявності турбулізаторів відрив розвивається більш енергійно і на більшій площі крила, але структура потоку в області відриву в умовах великих поздовжніх вихрів – інша, яка не призводить до раптового падіння піднімальної сили. Остання в цілому продовжує повільно збільшуватися на закритичних кутах атаки для чистого крила. В умовах повного відриву потоку великі поздовжні вихрі не допускають падіння піднімальної сили, відбувається процес відриву, упорядкований системою великих поздовжніх вихрів. Наведений вище аналіз впливу турбулізаторів на аеродинамічні характеристики моделі літака для польотної конфігурації цілком розповсюджується і на конфігурацію з $\delta_з = 16^0$.

Турбулізатори збільшують ефективність елеронів в області коло критичних і за критичних кутів атаки порівняно з випадком чистого крила. Діапазон кутів атаки із значенням m_x для чистого крила розширюється на $4^0 \div 5^0$ при застосуванні турбулізаторів. Зазначений ефект також є наслідком впливу великих поздовжніх вихрів на відрив потоку, особливо, на половині крила з відхиленим вгору закрилком.

В експлуатаційному діапазоні кутів атаки аеродинамічні характеристики моделі літака залишаються практично такими самими, що і за відсутності турбулізаторів.

Список літератури

1. *J G Betterton, K C Hackett, P R Ashill, M J Wilson, I J Woodcock.* Laser Doppler Anemometry Investigation on Sub Boundary Layer Vortex Generators for flow control. – DERA Bedford, 2000.

2. *F.E. Fish, G.V. Lauder*, Passive and Active Flow Control by Swimming Fishes and Mammals. Fluid. Mech, 2006. 38:193–224pp.

3. Звіт з науково-дослідної роботи №503-ДБ08, № держреєстрації 0108U004010. Методи та засоби керування поздовжніми вихровими структурами та їх дослідження. Науковий керівник д-р техн. наук, професор *С.О. Іщенко*.

4. *Ударцев Э.П. Жданов О.І. Щербонос О.Г.* Оценка аэродинамического сопротивления при колебательном движении крыла. Матеріали IX міжнародної конференції ABIA 2009.

УДК 681.5.017:159.91(043.3)

Т.Є. Ударцева, к.т.н.
(Національний авіаційний університет, Україна)

ДІАГНОСТИКА ФУНКЦІОНАЛЬНОГО СТАНУ ЛЬОТЧИКІВ НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ ПОКАЗНИКІВ РУХОВИХ РЕАКЦІЙ

Розглянуто метод аналізу показників комплексного ергогафічного дослідження, який дає змогу діагностувати стан кумулятивної втоми та проводити діагностику функціональних станів на рівні гомеостатичних механізмів. Метод не спирається на попередній досвід суб'єкту, являється об'єктивним, практичним, не потребує значних матеріальних витрат, дає можливість проведення колективного дослідження з обмеженою кількістю персоналу.

Вступ. Ефективне збереження стану високої працездатності людини в умовах постійного впливу стресорів фізико-хімічної та соціально-біологічної природи можливе лише за рахунок динамічного контролю за функціональними резервами, що забезпечують компенсацію порушень функцій та систем організму. Підвищення безпеки польотів пов'язане із завданнями своєчасного виявлення та прогнозування станів зниженої працездатності льотчиків, помилки у роботі яких можуть призвести до нещасних випадків або до значних матеріальних збитків. Відсутність ефективного моніторингу призводить до того, що пошук причин помилкових дій проводиться вже після їх реалізації.

Аналіз невирішених питань. Думки експертів сходяться у відношенні до важливості людського фактору (ЛФ) як основної причини авіаційних подій [1, 2, 3], але до цього часу не було досягнуто значного прогресу у прийнятті уніфікованого підходу до дослідження ролі ЛФ. Такі складні психофізіологічні стани (ПФС), як утома, стрес, домінантний стан психіки, наслідком яких може бути втрата працездатності під час роботи у складних умовах, часто бувають змінними, що складно визначити. Навіть коли вони виявлені, їх складно виміряти та задокументувати. Між тим, наявність зв'язку між будь-яким виявленим відхиленням від норми та справжньою причиною авіаційних подій завжди залишається на рівні припущення.

Проблемою психофізіологічних можливостей людини авіаційні лікарі займаються у межах лікувально-льотної експертизи, практикуються клінічний (медичний) та психологічний (тестовий) методи відбору. Придатність до виконання роботи визначається як в момент найму, так і періодично під час роботи. Один раз на півроку льотчики проходять медичний огляд, ще через півроку – сертифікацію. Треба зазначити, що незважаючи на наявність тісного зв'язку між медичними, психологічними та ПФП, на практиці кожна з перерахованих груп досліджуються окремо. Психофізіологічні методи використовуються лише як частина професійно-психологічного відбору (ППВ).

З кінця 60-х років ППВ являється обов'язковим компонентом відбору льотного складу в усіх країнах світу, що мають розвинуту авіацію [4, 5]. В інституті авіаційної медицини Німеччини виявлено: відрахування кожного кандидата з низькими результатами ППВ приносить економію у 150 тисяч доларів. Підрахунки Г. Армстронга показали: своєчасний ППВ економить біля 1 млн. доларів на кожні 100 осіб.

Найбільш часто використовуються психотехнічні тести, більшість яких створені у 40 – 60-х роках та мало змінилися за цей час [6]. Їх прогностична цінність достатньо стабільна, хоч і невелика. Найбільш неоднозначні дані про ефективність особистісних тестів, метою яких є передбачення поведінки в стресових умовах.

В країнах СНД ППВ використовується при зарахуванні абітурієнтів у льотні навчальні заклади (ЛНЗ) цивільної авіації, військово-повітряних сил (ВПС), військово-морського флоту (ВМФ). Основний акцент при цьому робиться на комплексне психофізіологічне обстеження абітурієнтів різними бланковими та апаратурними методиками [7, 8, 9]. Отримані дані зводяться в інтегральну оцінку при відборі абітурієнтів у ЛНЗ ВПС та ВМФ або в прогностичний бал при відборі до ЛНЗ цивільної авіації.

Треба також відмітити, що методики, які використовуються, являються в основному тестами досягнення, відхилення у ПФС ними не виявляються. Крім того, обстежувані часто прагнуть приховати істинну картину свого здоров'я, тому слід віддати перевагу інструментальним методам контролю над тестовими.

Надія на позитивне розв'язання цієї проблеми базується на факті усвідомлення того, що профілактика завжди обходиться дешевше, ніж ліквідація наслідків. Дослідницькі та організаційні роботи по визначенню функціонального стану людини проводяться у багатьох організаціях та ВУЗах [10, 11].

Постановка завдання. Необхідною умовою для використання методу являється отримання результатів у кількісній формі, що робить можливим застосування математичного аналізу для обробки результатів досліджень.

Метод визначення функціонального стану людини. Пропонується застосування ергографії із використанням двох різних навантажень, яку запропонував А.О. Кірін. Ергографія – це реєстрація показників дозованої фізичної роботи, що виконується до повної втоми за рахунок рухів обмеженої кількості м'язових груп. Дослідження показали, що при роботі на ергографі працездатність окремого індивідуума залежить від стану соматичного здоров'я, стану психіки, часу доби, тренування, прийому спиртного та фармакологічних засобів, біоритмів, впливу умовних подразників [12]. Ергографічна крива відображає індивідуальні особливості основних властивостей нервової системи, процес дії комплексного пропріоцептивного подразника у певному нав'язаному ритмі можна розглядати як експериментальне моделювання фізіологічних функцій.

Для реєстрації та аналізу ергограм розроблено та реалізовано дослідницький модуль, який включає ПЕОМ, пальцевий ергограф, блок задавання ритму, блок перетворення сигналів та принтер [13].

Розроблено програмний комплекс, що включає загальне (ЗПЗ) та спеціальне програмне забезпечення (СПЗ). ЗПЗ являє собою програму опитування каналів плати розширення та обміну даними між платою та робочим середовищем програми. СПЗ включає програми первинної обробки даних та графічного представлення результатів вимірювання.

У дослідженні використовуються вантажі 3 кг та 2 кг. Робота виконується за рахунок згинання другого пальця правої руки. Обстежуваному дається завдання синхронно зі спалахуванням лампочки блоку задавання ритму піднімати вантаж з частотою 60 підйомів за одну хвилину. Дослід починається з використання вантажу 3 кг; вантажі замінюють кожні 20 секунд без зупинки. Дослід проводиться до повної втоми обстежуваного. Під час експерименту реєструється ергограма, на графіку відображається миттєве значення амплітуди переміщення вантажу та дискретний сигнал, що описує включення та відключення лампи таймера блока задавання ритму (рис 1).

За даними однократного прийому роботи будується графік – ергографічна крива. По горизонтальній осі відкладається час у секундах, по вертикальній – максимальна амплітуда у підйомі (далі – амплітуда) у міліметрах.

Проводиться обробка ергографічної кривої методом найменших квадратів. Рівняння апроксимації $y = a_1 t + a_0$ для вантажу 3 кг та $y = b_1 t + b_0$ для вантажу 2 кг позначаються на графіку.

Розроблено шкалу функціонального стану (працездатності), яка включає шість рівнів: рівень 1 (підвищена працездатність) та рівень 2 (середня працездатність) означені як рівні високої працездатності. Рівні 3 (гостра втома), 4 (кумулятивна втома), 5 (хронічна втома) та 6 (виснаження) – це рівні низької працездатності.

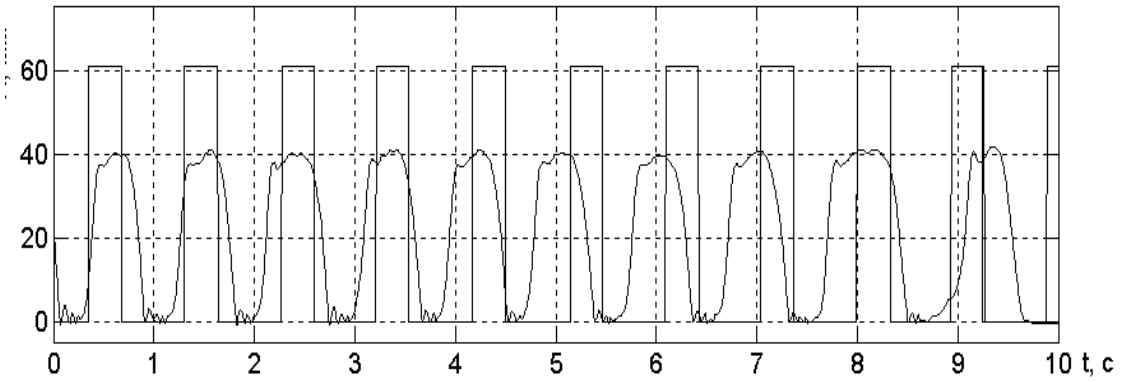


Рис. 1. Ергограма

Критерії діагностики рівнів працездатності базуються на концепції основних властивостей нервової системи (І.П. Павлов, Б.М. Теплов, В.С. Мерлін, Б.Г. Ананьєв та інші) та законі сили дії подразника (І.М. Сеченов, Н.Є. Введенський та інші). Критерієм віднесення до певного рівня є належність координати точки перетинання ліній лінійного тренда по горизонтальній осі (x) до певного інтервалу.

Критерій 1: $-\infty < x < -k\,T \cup (1+k)\,T < x < +\infty$, за умов, що $|a_0 - b_0| + |a_1 - b_1|\,T \le 4$, де k – коефіцієнт, значення якого дорівнює 0,5; T – тривалість однократного прийому роботи; a_0 та a_1 – коефіцієнти рівняння апроксимації $y = a_1 t + a_0$ для вантажу 3 кг; b_0 та b_1 – коефіцієнти рівняння апроксимації $y = b_1 t + b_0$ для вантажу 2 кг.

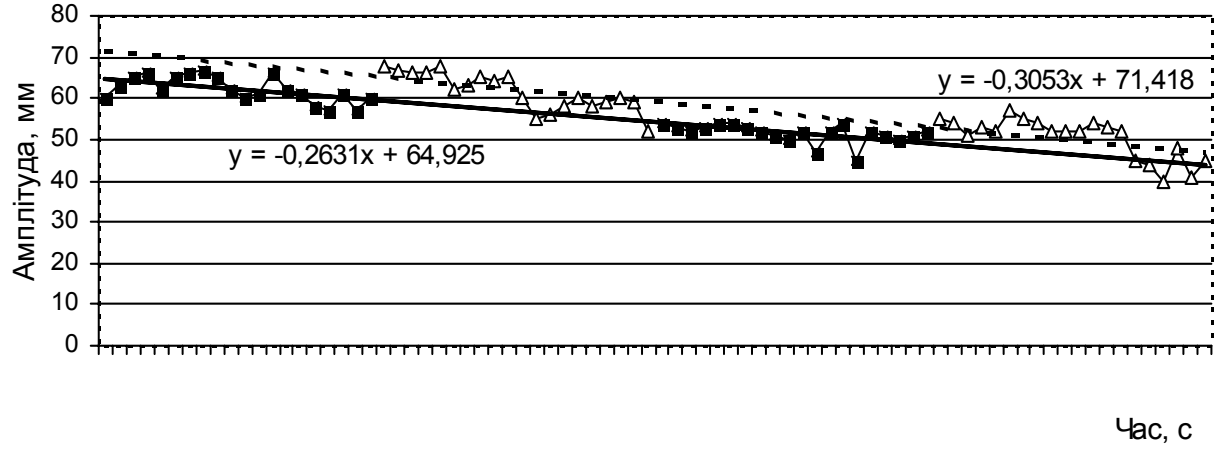
Критерій 2 (рівень 2, рис. 2): ті ж умови, що і для рівня 1, але за умов, що $|a_0 - b_0| + |a_1 - b_1|\,T > 4$.

Критерій 3 (рівень 3): $-k\,T \le x \le 0$.

Критерій 4 (рівень 4): $0 < x < T$.

Критерій 5 (рівень 5): $T \le x \le (1+k)\,T$.

У стані виснаження людина не працездатна і критерій не визначався.



лінія лінійного тренда (3кг);

лінія лінійного тренда (2кг).

Рис.2. Ергографічна крива. Рівень 2.

Висновки

Метод не спирається на попередній досвід суб'єкту, являється об'єктивним, доступним, практичним, не потребує значних матеріальних витрат, дає можливість проведення колективного дослідження з обмеженою кількістю персоналу. Він придатний до використання для таких цілей: 1) професійний відбір; 2) індивідуалізація програм професійної підготовки; 3)

визначення рівня працездатності перед початком робочої зміни; 4) вивчення впливу професійної діяльності на психофізіологічний стан; 5) аналіз здатності операторів успішно працювати в аварійній ситуації; 6) проведення реабілітаційних заходів та перевірка їх ефективності [14].

Список літератури

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах / Человеческий фактор: Сборник материалов №7. – Циркуляр ІКАО 240 – AN/144. – Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.

2. Матвеенко А.М., Меденков А.А., Стеблецов В.Г. Новые подходы к оценке и прогнозу уровня безопасности полетов // Проблемы психологии и эргономики. – 2003. - №2.- с.62-64.

3. Кузнецова Е.О. Роль человеческого фактора в обеспечении безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов: Обзорная информация. – М.: ВИНИТИ. – 1991. – Вып.11. – С. 3–21.

4. Коваленко В.Г., Крыжановский Г.А. Учет человеческого фактора в профессиональной подготовке летного состава за рубежом // Проблемы безопасности полетов: Ежемесячный реферативный сборник. – М.: ВИНИТИ. – 1990. – №10. – С. 3–22. 79.

5. 5. Армстронг Г. Авиационная медицина. – М.: Иностранная литер., 1954. – 521с.

6. Методы инженерно-психологических исследований в авиации: Сб. научн. тр. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.

7. Авиационная медицина: Сб. научн. тр. – М.: Медицина, 1986. – 580 с.

8. Методы инженерно-психологических исследований в авиации: Сб. научн. тр. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.

9. Картамышев П.В., Игнатович М.В., Оркин А.И. Методика летного обучения. – М.: Транспорт, 1987. – 297 с.

10. Burov O. Operator functional status and the prediction of fitness for duty. Operator Functional State: The Assessment and Prediction of Human Performance Degradation in Complex Tasks. Edited by G. Robert J. Hockey, Anthony W.K. Gallard and O.Burov. NATO Science Series 977821, IOS Press, Amsterdam, Netherlands, 2003-P. 179-196.

11. Мигаль Г.В., Кузнєцова Н.В. Прогнозирование и мониторинг психофизиологического состояния человека – оператора в среде выполнения критически опасных задач // Безпека життя і діяльність людини – освіта, наука, практика: Матеріали І науково – практичної конференції.- К.: НАУ, 2002. – с. 117 – 120.

12. Аксенов О.Б., Кирин А.А. Исследования показателей работоспособности и функционального состояния двигательных центров операторов авиационной эргатической системы // Авиационная эргономика. – К.: КИИГА, 1980. – С.10 –16.

13. Ударцева Т.Є. Автоматизована система визначення працездатності та надійності авіаційних операторів // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: ХАИ, 2005. – Выпуск 26. – С.176– 180.

14. Ударцева Т.Є. Визначення психофізіологічного стану авіаційних операторів // Вісник НАУ. - 2004.- №2. – С.91-94.

УКД 050р

С.О. Іщенко, д.т.н, В.М. Сусанов
(Національний авіаційний університет, Україна)

ВИРІШЕННЯ ПРОБЛЕМИ ПІДГОТОВКИ ПІЛОТІВ В АВІАЦІЙНИХ НАВЧАЛЬНИХ ЗАКЛАДАХ ЦА УКРАЇНИ – ЗАПОРУКА ПІДВИЩЕННЯ РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ.

В наведених матеріалах відображаються основні напрямки вирішення проблеми підготовки пілотів в авіаційних навчальних закладах ЦА України.

Забезпечення безпеки польотів в цивільній авіації в усьому світі залишається основним завданням Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) та становить найвищий пріоритет діяльності авіаційного транспорту і є невід'ємною частиною національної безпеки України. Цивільна авіація України активно інтегрується в ринок міжнародних перевезень пасажирів, вантажів та інших авіаційних послуг. Відповідно до Конвенції міжнародної цивільної авіації Україна, як член Міжнародної організації цивільної авіації, зобов'язана виконувати міжнародні стандарти (Додатки до Конвенції міжнародної цивільної авіації, зокрема вимоги Додатку 1 "Видача свідоцтв авіаційному, персоналу".

Аналіз причин авіаційних подій за останні десять років показує, що близько 80% їх пов'язано з людським фактором, перш за все помилками та порушеннями правил експлуатації екіпажами повітряних суден. Проблеми підготовки пілотів, що склалися в авіаційній галузі України в даний момент, несуть загрозу безпеці польотів та можуть стати основним чинником гальмування розвитку авіакомпаній як в сьогоденні так і в майбутньому. За прогнозами авіакомпаній в майбутньому потрібно щорічно здійснювати підготовку не менше 100 пілотів комерційної авіації. Через відсутність фінансування високовартісної льотної підготовки Державні навчальні заклади України не спроможні забезпечити повний цикл підготовки пілотів згідно з вимогами та стандартами міжнародних організацій.

Проблема підготовки авіаційного персоналу є дуже гострою для багатьох держав світу. За даними Всесвітнього фонду безпеки польотів протягом найближчих 20 років загальносвітові показники авіаційного транспорту подвояться, що вимагатиме підготовки 363 100 нових пілотів, з яких в Європі будуть затребувані близько 73 400 пілотів.

На рис. 1 приведені дані загальносвітової потреби в пілотах в період 2006-2026 рр., надані компанією Boeing. Цифри відображають реальну потребу в пілотах з врахуванням їх відходу на пенсію і зростання парку ВС в період 2006-2026 рр.(рис. 1).

Для вирішення цієї проблеми потрібно затвердити на державному рівні концепцію підготовки льотного складу з залученням інвестицій експлуатантів та за рахунок бюджетної підтримки з боку держави.

Авіатранспортна галузь сьогодні – одна з тих, що лідирує по кількості і масштабності кадрових проблем. Цивільна авіація виконує найважливішу, стратегічну функцію, вона об'єднує колосальні простори усередині країни і за її межами, вирішує питання транспортної доступності і керованості держави.

Можна вирішити питання інфраструктури, побудувати нові літаки або купити їх за кордоном, це, врешті-решт, вирішується за допомогою грошей. Але, концентруючи увагу лише на техніці, ми ризикуємо залишитися без цивільної авіації на Україні в майбутньому.

Ключова проблема всієї галузі в її небаченому, на думку міжнародних експертів, старінні льотного і інженерно-технічного складу. Менше 10% на сьогодні серед льотного складу складають молоді люди. Близько 30% - пілоти старше 50-ти.

Багато років здавалося, що кадровий резерв пілотів і авіатехніків, отриманий з радянського минулого невичерпний. Це - наслідок практично десятиразового скорочення об'ємів авіаперевезень в країні. Сьогодні масова заміна авіаційної техніки і модернізація інфраструктури аеропортів а також стабільне зростання об'ємів, привели до дефіциту авіаційних кадрів. Причому кадрова криза в авіаційних фахівцях торкнулася всі країни світу. За оцінкою Міжнародної асоціації авіаційних перевізників (ІАТА) у зв'язку з підвищеною світовою потребою

в авіаційних кадрах необхідно, щоб в галузь щороку вливалися мінімум 17 000 нових пілотів.

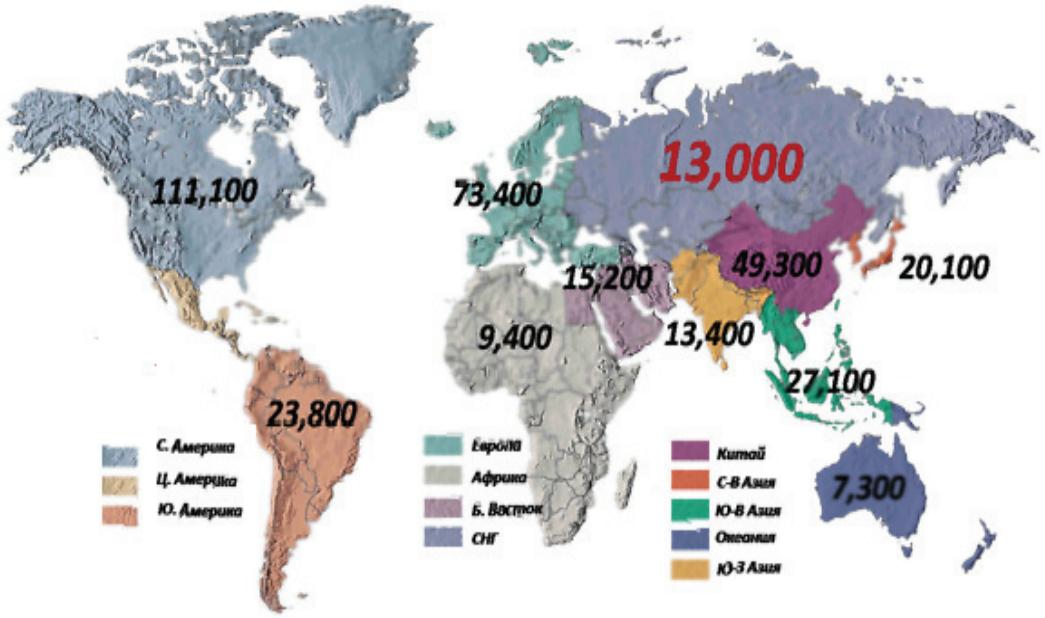


Рис. 1 Потребність в пілотах з урахуванням їх виходу на пенсію та збільшення парку ПС на період2006 -2026 р.р., складає 363100. (Джерело: Аналіз компанії Alteon a Boung Company)

Прогноз не поширюється на: корпоративну авіацію, авіацію загального призначення, чартерні авіакомпанії, учбові польоти, польоти виробників ПС і устаткування, польоти представників органів влади і так далі, які в Україні займають досить ваговитий об'єм по нальоту на Україні.

Професія пілота сьогодні, як і раніше, одна з найбільш високооплачуваних. Середня заробітна, плата командира повітряного судна Boeing або Airbus складає і в місяць близько 48 000 грн., до того ж забезпечені всі соціальні пільги, постійний контроль за здоров'ям, страховка і інші переваги. Чому ж так мало молодих людей йде сьогодні в пілоти?

Авіаційні власті і авіаперевізники перекладають відповідальність за залучення молоді в галузь один на одного. Комерційні авіаперевізників, особливо, що працюють на ринку Low-cost, не передбачають зайвих витрат, і питання здобуття досвідчених кадрів вирішується ними примітивнішим чином - переманювання один у одного пілотів за допомогою підвищення зарплат.

Тимчасово фінансова криза і розпад декількох крупних авіакомпаній "нагодували" ринок кваліфікованими кадрами, які можна переманювати, але вже завтра в Українських авіакомпаніях із-за дефіциту командирів під питанням стане експлуатація нових повітряних суден. Зрозуміло, що єдиний вихід у такому разі відкрити ринок для іноземних пілотів, посилаючись на те, що це бистре і ефективне вирішення дефіциту. Якщо на Україні почнеться авіаційний рух на користь іноземних пілотів, це по-перше, означатиме, що авіаційна влада, авіаперевізники і учбові заклади не домовилися, а по-друге, що наша система підготовки авіаційних фахівців буде відкинута на кілька років тому або взагалі зникне, не говорячи вже про питання залучення молоді в галузь.

У той час доки ми обговорюємо проблему дефіциту льотного складу, йде скорочення льотчиків з лав озброєних сил. Молоді і здорові вони вирушають в інші сфери, тому що грошей, що виділяються державою на їх перенавчання вистачає максимум на те, щоб освоїти спеціальність слюсаря або механіка. І не багато хто з них може перенавчитися на цивільні типи повітряних суден за свій рахунок. Крім того, є ще і ті пілоти, які пішли в інші професійні сфери та хтять повернутися в авіацію.

Найсерйознішу проблему створює відсутність інструкторів і цією проблемою комплексно сьогодні ніхто не займається. Навіть, якщо почнеться набір в авіаційні учбові заклади, то навчати їх все одно буде нікому і ні на чому. Учбової авіаційної сучасної техніки майже не має, аероклуби не розвиваються, науковий потенціал в області авіаційної освіти теж на межі

виживання.

Якщо з авіапромом України зрозуміло, що кращий момент для становлення упустили, то навіщо ж ми і ринок авіаційної освіти віддаємо?

Сотні тисяч доларів щорік наші авіакомпанії перекладають на рахунки зарубіжних учбових центрів, навчаючи власних фахівців. Виходить, що стримувати розвиток авіаційної освіти на Україні вигідно. Сьогодні іноземна техніка вже більше ніж на 70% присутня на Україні. Під натиском кадрового дефіциту вирішується питання присутності іноземних пілотів і все готово для приходу на наш внутрішній ринок іноземних авіакомпаній під Українським прапором - «дочок» потужних зарубіжних авіакомпаній. Ми не маємо права віддати ініціативу в авіаційній освіті іншим країнам. Ми цілком конкурентноздатні і можемо готувати пілотів не лише для себе, але і для країн СНД, Азії, та інших, використовуючи існуючу інфраструктуру державних учбових закладів (НАУ, ДЛАУ,КЛК), що зробить авіаційну освіту і українських пілотів - гордістю нашої країни, нашим національним надбанням!

Використання передових технологій, сучасної техніки і методики навчання, а також створення стимулів для залучення молодих кадрів повинні стати основою державної політики в цьому напрямі. Для вирішення такого комплексу завдань необхідна державна програма кадрового забезпечення авіатранспортної галузі і залучення молоді в галузь.

Сьогодні будь-яке зволікання в рішенні кадрового питання авіації означає:

- втрату державних позицій і цілого ринку з робочими місцями;

- втрату світових позицій як авіаційна держава – що утратою не лише для авіації, але і для всієї економіки України;

- зниження безпеки польотів і транспортної доступності для населення України.

Наші пілоти мають бути національним надбанням, щоб для молодих людей було модно і дуже престижно працювати в цивільній авіації. А для цього доведеться проводити модернізацію системи підготовки авіаційних кадрів, створювати систему кредитування авіаційної освіти, залучати інвестиції в забезпечення матеріально-технічної бази, стимулювати розвиток інновацій і наукової думки в області авіації, розвивати аероклуби і працювати з середніми школами, відтворюючи образ цивільної авіації України і престижність авіаційних професій. Крім того ми вважаємо, що необхідно законодавчо закріпити виділення державою коштів для навчання на цивільні типи повітряних суден молодих військових льотчиків, що вирушають в запас, при їх хороших професійних показниках.

Модернізацію економіки неможливо реалізувати без кадрової модернізації і авіація не може бути виключенням. Безумовно з приходом нового покоління кадрів в галузь змінитися і підхід до системи її регулювання, авіація України набуде нове обличчя.

Пустити іноземних пілотів на Український ринок - складне по рівню лобіювання питання, яке дає деякий об'єм нових фахівців на наш ринок праці. Самий спірний з точки зору безпеки польотів варіант. Ринок льотної праці наших найближчих сусідів вельми обмежений і буде захищений як працедавцями, так і властями сусідніх держав. Хоча, безперечно, без здорової конкуренції на ринку льотної праці безпека польотів в неменшій небезпеці. Безумовно, що переймати західний досвід просто необхідно, особливо коли ми переходимо на західний парк повітряних судів, але залучення іноземних пілотів має бути чіткою, вивіреною і погодженою зі всіма відомствами системою. Треба точно розуміти, скільки ми можемо залучити іноземних пілотів і яка має бути тривалість їх контрактів, які вимоги до їх кваліфікації пред'являтимуться і як контролюватися.

Але навіть ця робота не вирішить проблеми в корені, це швидше питання оптимізації використання льотного складу, але не є рішенням питання дефіциту пілотів. Це допоможе вітчизняним авіаперевізникам використовувати існуючий ресурс, але не відстрочить кадрову кризу і повний провал системи кадрового забезпечення, якщо ми найближчим часом не почнемо її модернізацію.

Тому вирішувати проблему необхідно на державному рівні.

- Покращувати інфраструктуру існуючих учбових закладів, приводити освітні стандарти у відповідність із західними стандартами, по яких експлуатується іноземна техніка, залу-

чати інвестиції на ринок авіаційної освіти, перейти до ринкової економіки в авіаційній освіті і запустити приватне кредитування для тих, хто бажає здобути авіаційну освіту.

- Удосконалювати систему підготовки авіаційного персоналу цивільної авіації з врахуванням використання принципів державно-приватного партнерства. Розробити систему договірних стосунків між учбовими закладами, авіакомпаніями і авіапідприємствами, по інвестуванню позабюджетних коштів в підготовку льотного і інженерно-технічного персоналу.

- Розробити та впровадити державну програму кадрового забезпечення авіатранспортної галузі на 2011-2026 роки, що являє собою комплекс заходів щодо вирішення кадрових завдань авіатранспортної галузі та підвищення рівня авіаційної освіти в Україні.

Мета Програми - формування ефективної, актуальної і саморегульованої системи кадрового забезпечення авіатранспортного комплексу, що відповідає його стратегічним потребам.

Цивільна авіація-стратегічно важлива галузь держави.

Ефективна система кадрового забезпечення - ключове джерело високого рівня безпеки польотів і розвитку всієї авіатранспортної галузі, і, як наслідок, економіки країни (рис. 2).

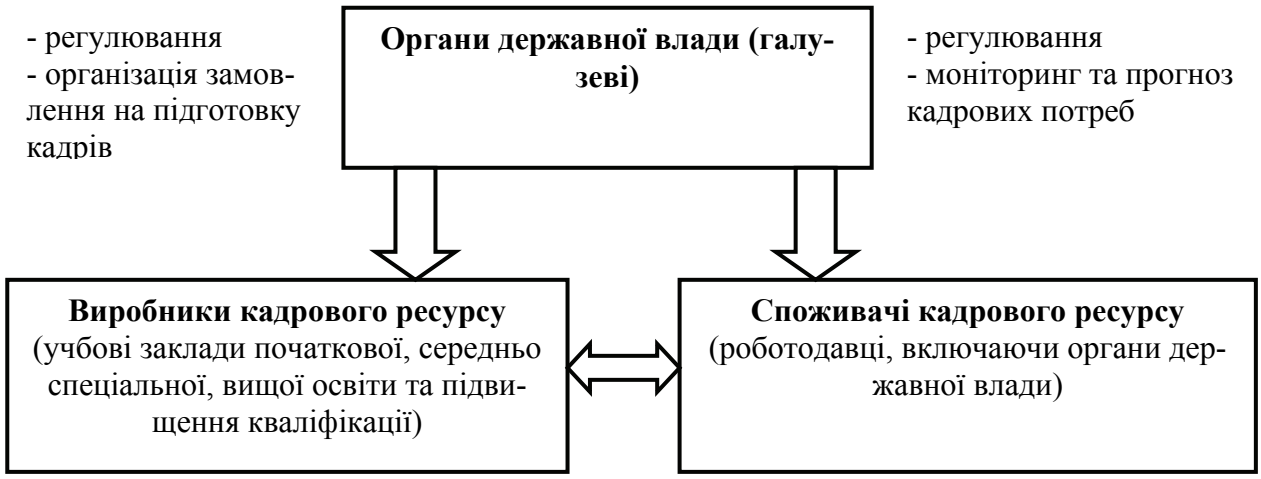


Рис. 2 Структура системи кадрового забезпечення.

Стан системи кадрового забезпечення

- Система моніторингу, аналізу та прогнозування потреб ринку праці цивільної авіації не задовольняє вимогам авіатранспортної галузі.

- Низька привабливість роботи в авіатранспортної галузі для молоді.

- Нерозвиненість інфраструктури підготовки авіаційних фахівців.

- Відсутність повноцінної системи стимулювання інновацій та розвитку наукового потенціалу авіатранспортної галузі.

- Відсутність управлінського кадрового резерву, в тому числі, для державної служби.

- Нормативно-правова база кадрового забезпечення авіатранспортної галузі не відповідає, перш за все, реаліям українського ринку авіаперевезень і його вимог до кваліфікації кадрів.

- Відсутність державної політики в галузі пропаганди авіатранспортної галузі.

Завдання Програми

- Затвердження пріоритетів державної політики у сфері кадрового забезпечення галузі.

- Створення оптимальної системи аналізу, моніторингу та прогнозу кадрових потреб ринку праці авіатранспортної і суміжних з нею галузей.

- Зміна нормативно-правової бази.

- Модернізація інфраструктури підготовки кадрового ресурсу.

- Застосування освітнього кредитування під державні гарантії.

- Створення системної пропаганди привабливого образу цивільної авіації та професійної орієнтації молоді України в цій галузі.

- Стимулювання розвитку інновацій у галузі авіаційної освіти.

- Створення оптимальної системи взаємодії потенційних роботодавців та навчальних авіаційних закладів при розподілі молодих фахівців.

- Формування механізмів взаємодії авіапромислової, авіатранспортної та авіакосмічної галузей при розподілі авіаційних кадрів, а також перенавчання скорочуваних авіаційних кадрів з лав Збройних Сил України.

- Система залучення іноземних фахівців на Український ринок праці цивільної авіації.

Наслідки від бездіяльності

- Експансія іноземних авіаційних навчальних центрів, що дають конкурентоспроможні пропозиції на ринку підготовки авіаційних фахівців.

- Втрата світових позицій вітчизняних авіаційних навчальних закладів і всього українського ринку авіаційної освіти.

- Розвиток авіатранспортної галузі буде заблоковано кадровою кризою вже в найближчі 3-4 роки.

- Гальмування розвитку регіональної авіації, авіації загального призначення.

- Стрімке падіння економіки і зростаюча транспортна незадоволеність населення.

Стан справ з льотною підготовкою студентів в НАУ на теперішній час.

Для належного технічного та методичного забезпечення льотної підготовки пілотів у Національному авіаційному університеті, 06.10. 2008 року, наказом ректора був створений структурний підрозділ «Авіаційний навчально-тренувальний центр».

На сьогоднішній день на факультеті літальних апаратів навчається 45 студентів за напрямом підготовки 6.070102 «Аеронавігація» та 7.100108 «Експлуатація літальних апаратів».

В 2009 та 2010 роках випустили 13 студентів, які отримали свідоцтва приватного та комерційного пілота та працюють в різних авіакомпаніях за здобутою спеціальністю.

Серед студентів, що ще продовжують навчання, уже отримали свідоцтва приватного пілота 5 студентів та свідоцтва комерційного пілота - 2 студенти.

З метою здешевлення льотної підготовки та покращення її якості, планується закупити найближчим часом більш сучасну та економічну техніку - ПС Cessna 172.

Працівниками АНТЦ виконана робота по приведенню навчальних програм у відповідність з вимогами Державіаадміністрації України та JAR-FCL, по розробці та обладнанні тренажерного комплексу для тренування студентів. Укладені довгострокові угоди про співробітництво з іншими FTO.

Висновки:

1. Покращувати інфраструктуру існуючих учбових закладів, приводити освітні стандарти у відповідність із західними стандартами, по яких експлуатується іноземна техніка, залучати інвестиції на ринок авіаційної освіти, перейти до ринкової економіки в авіаційній освіті і запустити приватне кредитування для тих, хто бажає здобути авіаційну освіту.

2. Удосконалювати систему підготовки авіаційного персоналу цивільної авіації з врахуванням використання принципів державно-приватного партнерства. Розробити систему договірних стосунків між учбовими закладами, авіакомпаніями і авіапідприємствами, по інвестуванню позабюджетних коштів в підготовку льотного і інженерно-технічного персоналу.

3. Розробити та впровадити державну програму кадрового забезпечення авіатранспортної галузі на 2011-2026 роки, що являє собою комплекс заходів щодо вирішення кадрових завдань авіатранспортної галузі та підвищення рівня авіаційної освіти в Україні.

Список літератури:

1. Нормативні документи, правові акти Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO) (www.icao.int) та Об`єднаних авіаційних властей JAA (www.jaa.nl).

2. Нормативно-правові акти ЦА України, які регламентують льотну підготовку та підвищення кваліфікації льотно-технічного складу в Україні.

3. Аналіз проведений компанією Alteon a Boung Company - "Світова потребність в пілотах на період 2006 -2026 р.р."

УДК 621.391

Л.И. Гречихин, д. ф.-м. н, профессор (МГВАК, Беларусь)
А.М. Анохин, А. Л. Гущин, А.А. Нарушевич
(ООО «Мидивисана», Беларусь)

ОВАЛЬНОЕ КРЫЛО САМОЛЕТА

В данном докладе дано экспериментальное и теоретическое обоснование работы овального крыла самолета

1. Введение

При полете самолета энергия, вырабатываемая двигателями, тратится только на преодоление лобового сопротивления. Подъемная сила крыла самолета возникает вследствие взаимодействия с воздухом неподвижной атмосферы. В результате такого взаимодействия самолет весом сотни тонн поднимается на высоту 10 км и более. Работа, затраченная вследствие подъема на высоту 10 км массы 100 Т, составляет ~ $9{,}8 \cdot 10^{10}$ Дж. Подъем на высоту 10 км самолет совершает за 25-35 мин. Реализуемая при этом мощность ~ 54 тысячи кВт или 73 тысячи лошадиных сил. Мощности огромные. Чтобы такие мощности обеспечить, необходимо создать подъемную силу для преодоления земного притяжения ~ $9{,}7 \cdot 10^5$ Н или 97 тонн. Закон превращения энергии, сформулированный Ломоносовым, никто не отменял. Откуда берется такая энергия? Если рассматривать самолет как открытую энергосистему, которая взаимодействует с окружающей средой, то вследствие такого взаимодействия энергия черпается из окружающей среды, из ее внутренней энергии подобно работе теплового насоса. Атмосфера Земли при этом должна охлаждаться. Охлаждение земной атмосферы происходит настолько мизерное, что его заметить не возможно. Такую мощную подъемную силу самолета обеспечивают его крылья вследствие взаимодействия с окружающей средой.

2. Классификация форм различных крыльев, используемых в авиации

Для того чтобы летать надо создавать крылья по форме и подобию, которое природа наделила летающие существа. На эту аналогию обратил внимание еще Леонардо да Винчи (1452-1519 гг.). Птицы при взлете и посадке производят маховые движения. Воспроизвести такие сложные движения и ими управлять задача оказалась не простая. Только сейчас с развитием техники и с созданием теории управления сложными системами многие конструктора увлекаются созданием махолетов. Уже достигнуты конкретные успехи. Чем это закончится, предвидеть не возможно.

В природе птицы иногда парят на определенной высоте, без производства маховых движений не снижаясь. Происходит такой полет вследствие наличия воздушных потоков на этой высоте. Следовательно, надо создавать летательные аппараты с крыльями, как у птиц, и заставить их совершать движение в атмосфере Земли. Первоначально создавались планеры с крыльями различной формы. По мере развития двигателей с внешним и внутренним сгоранием топлива появилась возможность конструировать самолеты. Впервые полет самолета был осуществлен братьями Райт в 1903 г. После этого начались интенсивные исследования причин возникновения подъемной силы крыла самолета. При этом профили крыла самолета рассматривались самые разнообразные. Различные формы крыльев для дозвуковых самолетов приведены на рис. 1. В работе [1] методически последовательно дано описание различных форм крыльев.

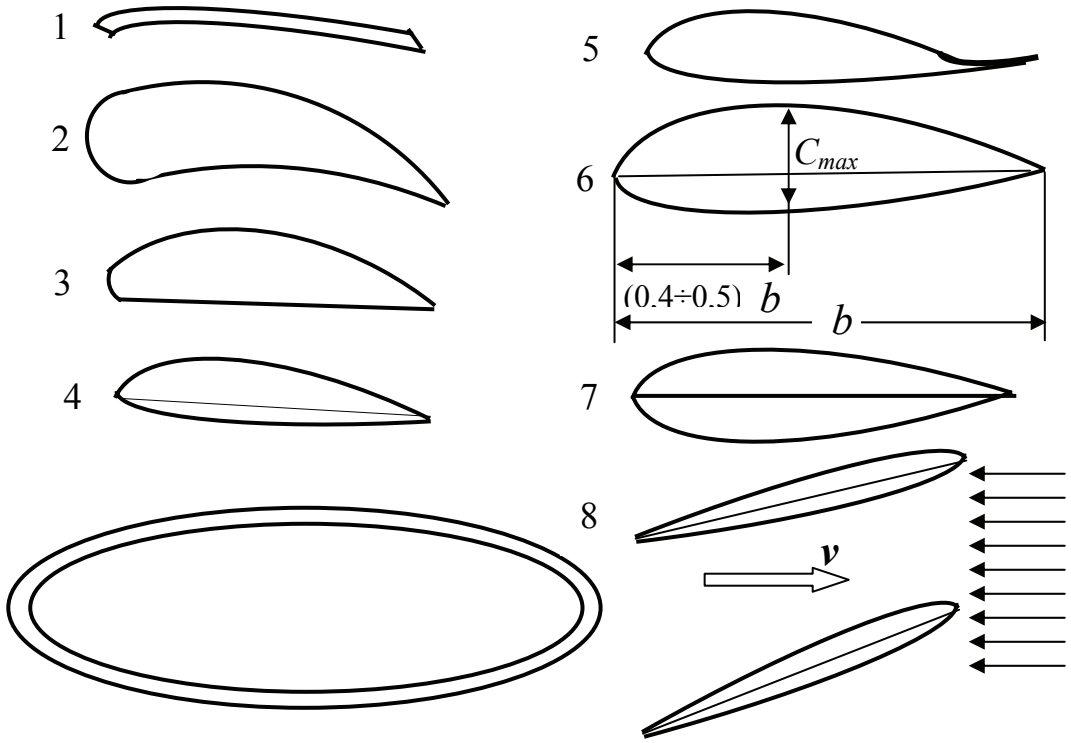


Рис. 1. Различные формы профилей крыла: 1 – крыло самолета Можайского; 2 – крыло Жуковского; 3 – плоско-выпуклое крыло; 4 – двояковыпуклое крыло; 5 – S-образное крыло; 6 – ламинаризированное крыло; 7 – симметричное крыло; 8 – овальное крыло

Основной характеристикой крыла самолета является его аэродинамическое качество, которое определяется отношением подъемной силы к силе сопротивления

$$K = \frac{F_{ПС}}{F_{ЛС}}. \qquad (1)$$

Первая теория подъемной силы крыла самолета была создана Н. Е. Жуковским (1847-1921 гг.). Крупный вклад в понимание возникновения подъемной силы крыла самолета внес Л. Прандтль (1875-1953 гг.)

Анализируя различные эмпирические формулы, полученные на основе анализа экспериментальных данных Н. Е. Жуковский [2] предложил вихревую теорию аэродинамического сопротивления и подъемной силы крыла самолета в виде

$$P = C_0 \rho v^2 S_{кр.} \qquad (2)$$

где $S_{кр}$ – площадь крыла и C_0 – безразмерный коэффициент, зависящий от условий обтекания тела.

В результате было показано, что подъемная сила крыла самолета возникает вследствие образования разности давлений над крылом и под крылом самолета. При этом полагалось, что разность давлений обусловлена циркуляцией воздушных масс вокруг крыла самолета. В этом случае подъемная сила крыла самолета пропорциональна плотности воздушных масс, квадрату скорости обтекания и площади крыла в соответствии с (2) [2].

На рис. 2 приведена схема взаимодействия крыла самолета, предложенного Н. Е. Жуковским. Конкретный расчет был выполнен крыла Жуковского со следующими данными: шириной и длиной L = 1 м, формируемого тремя радиусами R_0 = 0,05 м, R_1 = 0,7 м и R_2 =1,115 м. Движущееся крыло в неподвижной атмосфере расталкивает частицы. Характер взаимодействия частиц атмосферы с поверхностью крыла разный для всех трех радиусов R_0, R_1 и R_2 . На радиусе R_0 взаимодействие осуществляется с цилиндрической поверхность радиуса R_0, на радиусе R_1 – с цилиндрической поверхностью радиуса R_1 и на радиусе R_2 – с цилиндрической поверхностью радиуса R_2. Набегающая масса воздуха при угле встречи 0^0 рас-

секается лобовой поверхностью крыла самолета на две симметричные практически равные массы. Величина каждой из этих масс взаимодействует с лобовой поверхностью и со скоростью, нормальной к симметрии лобовой части крыла, т.е. удаляется от крыла вдоль оси *Y*-ов.

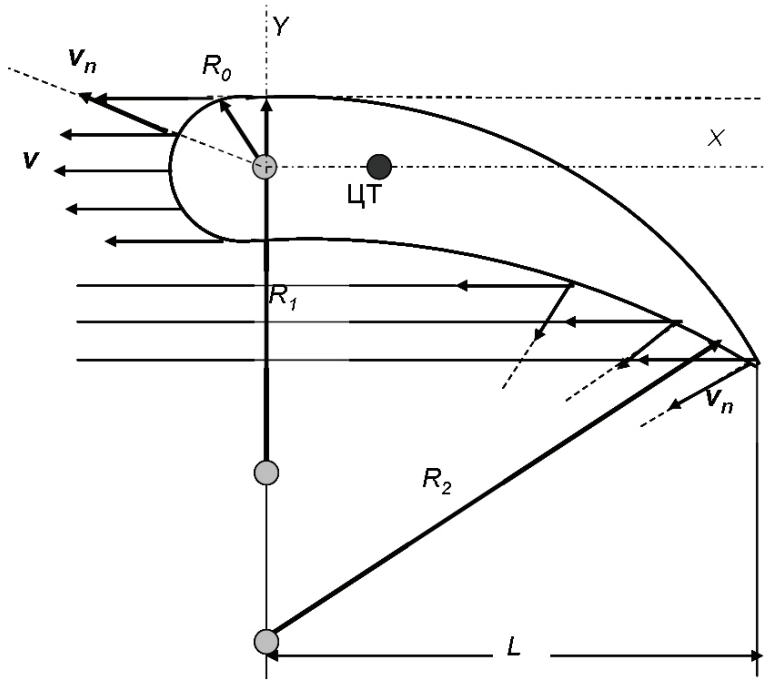


Рис. 2. Картина взаимодействия крыла Жуковского с неподвижной атмосферой

Результаты вычислений лобового сопротивления, подъемной силы и аэродинамического момента силы приведены в табл. 1.

Таблица 1.

Аэродинамическое сопротивление, аэродинамическая подъемная сила и аэродинамический момент силы для крыла Жуковского с параметрами: длина и ширина – L = 1 м, радиусы R_0 = 0,05 м, R_1 = 0,7 м и R_2 = 1,116 м

Параметры		Скорость движения крыла, м/с								
φ,град	Силы	10	20	30	40	50	60	100	150	200
0^0	$F_{ЛС}$,Н	88,5	346	775	1376	2148	3092	8586	19315	34336
	$F_{ПС}$,Н	237	947	2132	3790	5923	8529	23691	53305	94764
	M_xНм	84,1	336	757	1346	2103	3028	8410	18923	33641
5^0	$F_{ЛС}$,Н	122	478	1071	1301	2969	4274	11865	26693	47452
	$F_{ПС}$,Н	254	1027	2315	4118	6436	9269	25753	57948	103021
	M_x,Нм	91,8	370	835	1484	2320	3341	9284	20889	37138
10^0	$F_{ЛС}$,Н	155	608	1364	2422	3782	5444	15115	34005	60450
	$F_{ПС}$,Н	263	1062	2395	4261	6659	9591	26646	59959	106596
	M_x,Нм	93,2	376	847	1507	2355	3391	9422	21200	37690

Из данных табл. 1 следует:

1.- Лобовое сопротивление и подъемная сила крыла Жуковского возрастают как квадрат скорости движения крыла и незначительно возрастают с ростом угла атаки. При этом рост лобового сопротивления происходит быстрее, чем для подъемной силы.

2. – Аэродинамический момент силы возрастает также как квадрат скорости движения и незначительно возрастает с увеличением угла атаки. Сами величины моментов силы настолько значительные, что это является серьезным препятствием использования таких крыльев в авиации по их механическим свойствам.

3. Аэродинамическое качество при угле атаки 0^0 не превышает 2,85 и с ростом угла атаки заметно падает. По этому параметру такие крылья для авиации не представляют интереса.

3. Биплан: его положительные и отрицательные качества

Чтобы уменьшить размах крыльев с обеспечением значительной подъемной силы, было предложено использовать этажерку. По этому принципу первые самолеты были построены с применением аэродинамической схемы – биплан. Биплан обладает большим аэродинамическим сопротивлением и поэтому такие самолеты совершают полет со сравнительно малыми скоростями.

В биплане индуктивное аэродинамическое сопротивление возникает не только вследствие образования вихревых потоков на концах крыльев, но и внутри биплана происходит столкновение потоков активной составляющей, возникающих от верхнего и нижнего крыла. Это является препятствием для прохождения воздуха между крыльями. В результате индуктивное сопротивление возникает настолько значительное, что оно все положительные качества биплана сводит на нет.

При больших скоростях полета самолета от биплана отказались вследствие большого лобового сопротивления и критичности к боковому ветру. Так при боковом ветре свыше 6 м /с самолет АН-2 взлетать не должен.

4. Стандартная аэродинамическая схема – моноплан

Для моноплана наибольший интерес представляют крылья ламинаризированного профиля. Для различных вариантов построения ламинаризированных профилей созданы соответствующие таблицы ЦАГИ и NASA, которые используют при конструировании самолетов. В работе [6] конкретно было рассмотрено крыло, которое установлено на самолете ТУ-134.

На основании разработанной модели картины обтекания самолета в целом был выполнен расчет распределения давления вдоль крыла самолета ТУ-134 в корневой его части. Результаты представлены на рис. 3. Полученные результаты распределения давления вдоль крыла самолета согласуются с экспериментальными данными, приведенные в работе [3]. Получается, что не все крыло самолета участвует в создании подъемной силы, а только небольшая его поверхность вблизи лобовой части.

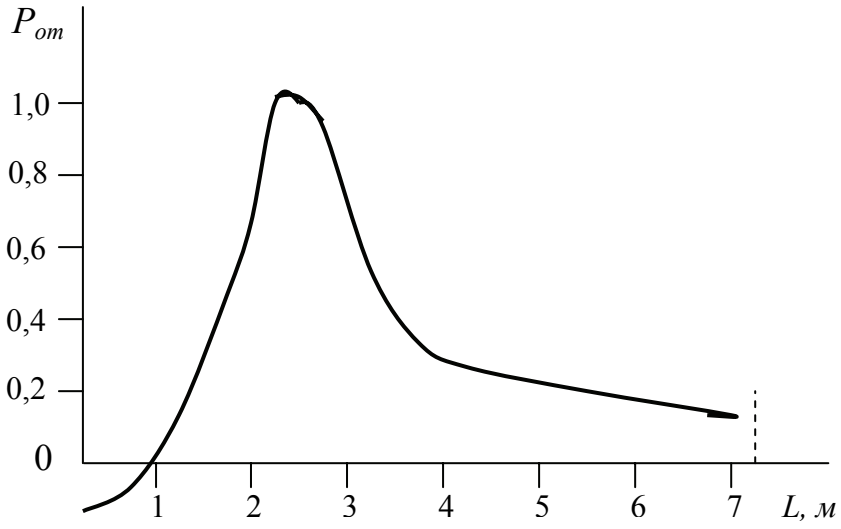


Рис. 3. Распределение давления вдоль крылаа самолет вблизи фюзеляжа для самолета ТУ-134

Результаты расчета лобового сопротивления и подъемной силы крыла самолета ТУ-134 с учетом верхней и нижней плоскостей крыла самолета, а также фюзеляжа в зависимости от угла атаки приведены на рис. 4. Самолет ТУ-134 оснащен двумя двигателями Д-30 II серии. При крейсерском полете каждый из них создает тягу ~ 1,6 *T*. Полученные значения результирующего лобового сопротивления вполне преодолевают два работающих двигателя. На рис. 3 точкой отмечена величина веса самолета ТУ-134. Крылья самолета ТУ-134 по отношению к осевой линии фюзеляжа расположены под углом $1{,}5^0$. Теоретический расчет показывает, что общий вес при крейсерском полете самолета ТУ-134 на высоте 9 *км* со скоростью движения 900 *км/час* компенсируется при угле атаки $2{,}5^0$. Такое небольшое отклонение вполне допустимо при той аппроксимации, которая использовалась в расчетах.

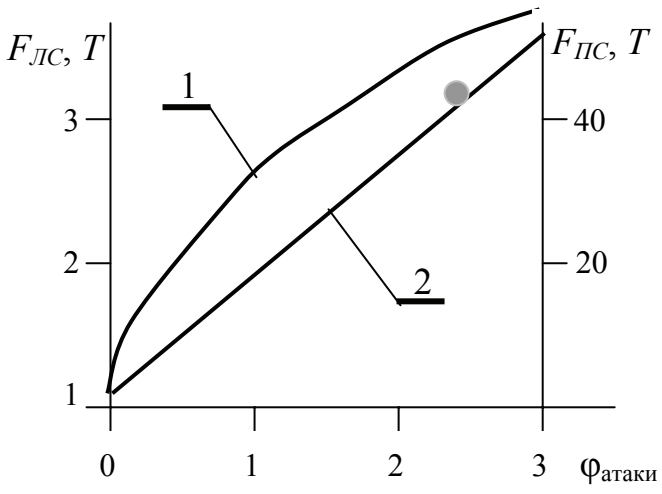


Рис. 4. Зависимость резуль-тирующего лобового сопротивления (1) и подъемной силы (2) при крейсерском полете самолета ТУ-134 на высоте 9 км со скоростью движения 900 км/час от угла атаки

Аэродинаическое качество крыла самолета ТУ-134 более 10-и.

Разработанная модель газодинамического обтекания самолета на примере ТУ-134 вполне может быть применена для проведения компьютерного моделирования при различных конструктивных изменениях всех элементов разрабатываемых самолетов, и выявлять наиболее оптимальные формы будущего летательного аппарата в целом.

1. На основе разработанного программного обеспечения путем компьютерного моделирования возможно выявлять различные опасные маневры для конкретного летательного аппарата.
2. Подъемная сила крыла самолета резко зависит от угла атаки. При сравнительно малых углах атаки подъемная сила изменяется в десятки раз. Поэтому при посадке и взлете не допустимо изменять угол атаки в пределах одного градуса.

Характерные особенности обтекания аэродинамической схемы «летающее крыло». Для уменьшения лобового сопротивления летательного аппарата на ранней стадии развития авиации было предложено использовать летающее крыло типа дельтаплана. В этом случае упрощается управление самолетом и, что, весьма важно, значительно снижается расход топлива. Особое значение летающее крыло приобрело при его использовании в беспилотных летательных аппаратах (БЛА), для которых важными являются следующие требования:

- БЛА должен обладать такой аэродинамикой, чтобы управление его движением было максимально простым и достаточно надежным;
- БЛА должен совершать полет длительное время при минимальном энергопотреблении;
- БЛА должен выполнять сложные фигуры высшего пилотажа и при этом опасные маневры должны быть сведены до минимума;
- БЛА должен быть максимально защищен от внешних воздействий окружающей среды, радиопомех и др.

В связи с выполнением перечисленных требований к БЛА были разработаны теоретические основы аэродинамики летающего крыла, на основе которой путем компьютерного моделирования должна быть установлена оптимальная форма летающего крыла с минимальным количеством управляющих элементов.

Результаты расчета лобового сопротивления и подъемной силы рассматриваемого крыла с учетом работающего винта в зависимости от скорости полета и угла атаки приведены в табл. 2.

При запуске с рук скорость движения БЛА малая и составляет не более 20 км/ч. При такой скорости движения БЛА не падает, а достаточно заметно провисает на угол более 30^0. Изменение лобового сопротивления и подъемной силы летающего крыла при скорости движения 20 км/ч приведено на рис. 5. Получается, что при тяге двигателя

Таблица 2

Лобовое сопротивление и подъемная сила летающего крыла

Угол Атаки	Параметр	Скорость движения самолета, км/ч							
		20	40	60	80	100	120	140	160
0^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,65	1,30	1,97	2,64	3,31	3,99	4,68	5,37
	$F_{ПС}$, кГс	1,12	2,25	3,37	4,50	5,62	6,75	7,87	8,99
1^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,68	1,37	2,06	2,76	3,47	4,17	4,89	5,61
	$F_{ПС}$, кГс	1,19	2,38	3,57	4,76	5,95	7,14	8,33	9,52
2^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,72	1,43	2,16	2,89	3,63	4,36	5,11	5,86
	$F_{ПС}$, кГс	1,26	2,51	3,77	5,02	6,28	7,53	8,79	10,04
3^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,75	1,50	2,26	3,02	3,77	4,55	5,32	6,10
	$F_{ПС}$, кГс	1,32	2,64	3,96	5,27	6,59	7,91	9,23	10,54
4^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,78	1,56	2,35	3,14	3,94	4,73	5,54	6,34
	$F_{ПС}$, кГс	1,38	2,76	4,14	5,52	6,90	8,28	9,66	11,04
5^0	$F_{ЛС}$, кГс	0,81	1,62	2,44	3,26	4,08	4,91	5,74	6,58
	$F_{ПС}$, кГс	1,44	2,88	4,32	5,76	7,20	8,64	10,08	11,52

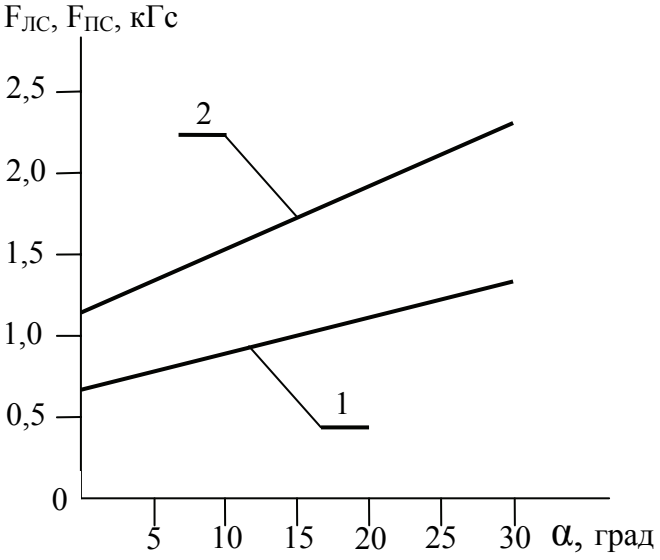


Рис. 5. Зависимость от угла атаки при скорости движения БЛА 20 км/ч:
1 - лобового сопротивления и 2 – подъемной силы

более 1,5 кГс БЛА должен заметно провисать, но будет удерживаться в полете и набирать соответственно скорость движения. Аэродинамическое качество такого крыла ~ 1,75. Это настолько малое значение, что такое крыло не должно представлять особого интереса даже при создании малоразмерных БЛА.

Таким образом, по разработанной методике производится полный аэродинамический расчет полета БЛА с заданным летающим крылом и кроме этого создается программное обеспечение для компьютерного моделирования реального полета БЛА, а на этой основе выясняются опасные маневры рассматриваемого БЛА.

5. Овальное крыло – прорыв в авиации

Чтобы планер самолета обладал минимальным лобовым сопротивлением, максимальной подъемной силой и минимальными размерами, необходимо переосмыслить аэродинамику полета летательных аппаратов на новых физических принципах. Если применять в качестве движителя реактивные или турбореактивные двигатели, то наиболее оптимальной оказалась схема обычного моноплана. В этом случае оптимум найден и трудно предположить что-либо более оптимальное.

В случае применения воздушного винта в качестве движителя ситуация резко меняется. Тянущий воздушный винт увеличивает скорость движения воздуха при обтекании планера самолета [4]. Это обстоятельство ранее учитывалось чисто качественно. Если учитывать ударное воздействие потока и возникающие центробежные силы на искривленных поверхностях, то целесообразно применять планер самолета с овальным крылом с наклоном к вектору тяги винта. При этом отпадает необходимость создавать крыло сложной ламинаризированной формы, т.е. крыло может иметь плоскую форму в виде согнутого листа. Планер с овальным крылом показан на рис. 6. Теоретически рассчитанное аэродинамическое качество тако-

го самолета совпало с экспериментально измеренным, и составило 13. На рис. 7 приведен

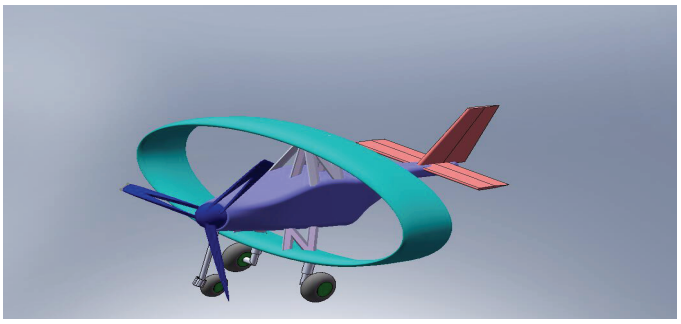


Рис. 6. Планер самолета с овальным крылом и винтом с поверхностью Мёбиуса

Рис. 7. Момент посадки экспериментального самолета с овальным крылом

снимок посадки экспериментального самолета с овальным крылом.

Отличительные положительные признаки самолета с овальным крылом следующие: обладает сравнительно малым лобовым сопротивлением и увеличенной подъемной силой путем максимального использования активной составляющей окружающей среды. Фюзеляж при этом выполняет особую роль. Он отбрасывает поток воздуха на верхнее крыло при угле атаки, близком к 90^0. Тыльная сторона фюзеляжа ослабляет лобовое сопротивление и увеличивает подъемную силу путем организации обратного потока при заполнении зоны разрежения в срывном течении со скоростью звука. Нижняя плоскость овального крыла обтекается потоком, скорость которого равна суммарной скорости движения самолета и отбрасываемого потока винтом. Нижняя плоскость фюзеляжа испытывает дополнительное давление потоком, который возникает при отражении от лобовой части нижнего крыла с загнутой лобовой поверхностью (на рис. 6 не показано). За загнутой поверхностью нижней части овального крыла возникает срывное течение. Поэтому на нижнюю часть овального крыла дополнительно действует поток воздуха со скоростью звука. В результате подъемная сила овального крыла формируется преимущественно в области, ометаемой винтом. Такой самолет даже при скорости движения равной нулю и работающем винте, обладает значительной подъемной силой. Так для опытного образца самолета с овальным крылом это по теоретическим расчетам оказалось 352 кГс. В опытном образце овальное крыло по форме **«NASA-43012 mod»** имело размер 6,87 м. Установочный угол верхней части крыла составлял 3^0, а для нижней части крыла – 5^0. При расчетах крыло разбивалось на две части. Центральная часть обладала размером ометаемой поверхности винтом, а вторая часть – два концевых размера овального крыла.

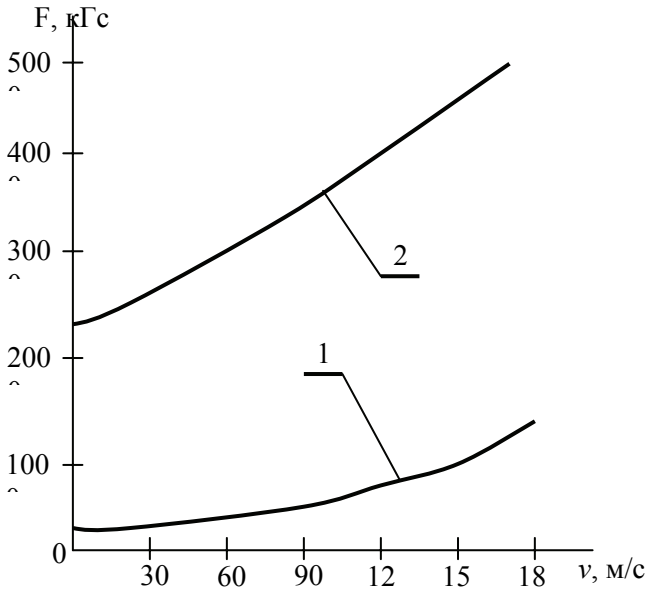


Рис. 8. Зависимость от скорости движения самолета с овальным крылом: 1- лобового сопротивления и 2 – подъемной силы при угле атаки 10^0

Фюзеляж был выполнен таким образом, чтобы в его тыльной стороне не образовывалось срывного течения, а имело место только ламинарное обтекание. Это способствовало устранению влияния фюзеляжа на лобовое сопротивление и подъемную силу самолета с овальным крылом в целом. Результаты расчета зависимости лобового сопротивления и подъемной силы экспериментального самолета с овальным крылом от скорости его движения приведены на рис. 8, а зависимость этих величин от угла атаки

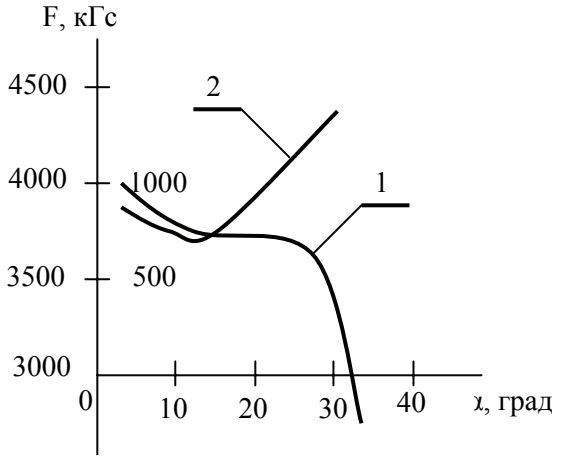


Рис. 9. Зависимость от угла атаки самолета с овальным кры-лом: 1 – лобового сопротивления и 2 – подъемной силы

при заданной скорости полета - на рис. 9. Из полученных расчетных данных следует, что лобовое сопротивление и подъемная сила с ростом скорости движения возрастают почти по линейному закону и недостаточно существенно. С возрастанием угла атаки при заданной скорости полета самолета с овальным крылом подъемная сила возрастает, а лобовое сопротивление падает, а при угле атаки более 30^0 становится отрицательным. Это значит, что при выключенном двигателе угол атаки самолета с овальным крылом резко возрастает, лобовое сопротивление резко падает и самолет некоторое время совершает полет, существенно не уменьшая своей скорости. Отсюда следует, что овальное крыло обладает парашютными свойствами.

Самолет с овальным крылом обладает огромным преимуществом. Он не реагирует на боковые ветры, а при выключенном двигателе и соответствующем выборе центра тяжести не переходит в пике, а планирует с резким увеличением угла атаки овального крыла. Летательный аппарат такого типа может совершать полеты с большими углами атаки. После выключения и повторного включения двигателя угол атаки вначале резко возрастает, а затем восстанавливается в прежнее положение. Безопасность полета такого ЛА исключительно высокая. При соответствующем выборе тянущего винта и размеров овального крыла самолет сможет взлетать подобно вертолету. Поэтому, самолет с овальным крылом не нуждается в специальной взлетно-посадочной полосе.

Применение планера с овальным крылом позволяет решительным образом снизить энергопотребление, а взлетно-посадочные траектории обеспечить в любых условиях погодных и наземных, что позволит такой ЛА применять в самых разнообразных сферах народного хозяйства и особенно в гражданской авиации.

Выводы

Авиация с овальным крылом находится на пороге революционных преобразований. Дозвуковые самолеты с классическими крыльями в гражданской авиации уйдут в небытие, как дорогостоящий и очень опасный вид транспорта.

Список литературы

1. *Прицкер Д. М., Сахаров Г. И.* Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1968. – 310 с.

2. *Жуковский Н. Е.* Полное собрание сочинений. Лекции, вып. 1. Теоретические основы воздухоплавания. – М.-Л.: ОНТИ НКТП СССР, Главная редакция авиационной литературы, 1938. -539 с.

3. *Штрауф Е. А.* Молекулярная физика. – М.-Л. ГИТТЛ, 1949. – 576 с.

4. *Николаев Л. Ф.* Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вузов. – М.: Транспорт, 1990. – 392 с.

5. Патент Республики Беларусь на изобретение № 13863 от 09.09.2010. «Крыло летательного аппарата» Авторы: *Нарушевич А. А., Гущин А. Л., Яляев В. Г., Петровский В. Б., Демьяненко А. В., Анохин А. М., Гречихин Л. И.*

6. *Гречихин Л. И.* Современная аэродинамика полета летательных аппаратов и возможности компьютерного моделирования. /Матеріалы VIII міжнародної науково-технічної конференції «АВІА-2007». –Т.2. – К.: НАУ, 2007. С. 33.95-33.104

УДК О541.20-011.6в631.0(043.2)

О.В. Бондар, к.т.н. НАУ
(Національний авіаційний університет, Україна)

КОМПЛЕКСНИЙ ПІДХІД ДО ОЦІНКИ НЕРІВНОМІРНОГО РОЗПОДІЛУ ПОЛЯ ІНДУКТИВНИХ ШВИДКОСТЕЙ ПО ДИСКУ АВТОРОТУЮЧОГО НЕСУЧОГО ГВИНТА

Наведено результати розрахункових досліджень по оцінці нерівномірного розподілу поля індуктивних швидкостей по диску авторотуючого несучого гвинта

Поліпшення характеристик авторотуючого несучого гвинта можливо тільки за рахунок кращого розуміння закономірностей його взаємодії з повітрям. Несучий гвинт в стані авторотації представляє собою складну динамічну систему з параметрами, що досить швидко змінюються. Обертання несучого гвинта приводить до того, що елементарні аеродинамічні сили лопатей суттєво змінюються в залежності, як від кутового положення лопаті, так і від положення елементу лопаті, що розглядається. Непостійність кутової швидкості обертання несучого гвинта в режимі авторотації є головною відмінністю від несучого гвинта вертольоту в експлуатаційних режимах польоту. Все це, з урахуванням значного нерівномірного розподілу конструктивних параметрів вздовж лопаті, приводить до того, що всебічне аналітичне дослідження несучого гвинта є досить складною задачею.

Зниження на режимі авторотації несучого гвинта є одним з важливих льотних властивостей вертольоту і грає важливу роль в забезпеченні безпеки польотів. Особливе значення має прогнозування несучої спроможності несучого гвинта вертольоту на так званих граничних, чи критичних режимах, а саме режимах авторотації, що приводить до виникнення значних знакозмінних аеродинамічних сил при обтіканні окремих перетинів лопатей. Провести оцінку несучих властивостей несучого гвинта на режимі авторотації, як відомо, дають можливість математичні моделі, котрі описують фізичну суть процесу.

На теперішній час можливості теоретичних розробок в області авторотуючих несучих гвинтів не забезпечують в повній мірі аналітичного дослідження процесу авторотації, а використання теорії вертолітного несучого гвинта є досить обмеженим. Наприклад в роботі [1] зазначено, що існує необхідність в розробці теорії спуску вертольоту на режимі авторотації, оскільки подібна теорія відсутня. Вперше розробкою теорії несучого гвинта в режимі авторотації почав займатись Г. Глауерт ще в 1925 р. В 1927 р. Глауертом була опублікована теорія, котра базувалась на рівняннях кількості руху. В 1928 р. її доповнив та розвинув К. Локк [2]. Отримані за такою теорією наближені аналітичні моделі авторотуючого несучого гвинта мають досить вузьку область застосування. Як показує практика, теорія Глауерта – Локка дає значні розбіжності при визначенні аеродинамічних характеристик несучого гвинта на ряді режимів його роботи. Використання даної теорії приводить до розбіжностей, які пов’язані з прийнятими в ній допущеннями [2]. Одним з найбільш істотних допущень э припущення про постійний розподіл індуктивних швидкостей по диску несучого гвинта, що приводить на певних режимах до значних розрахункових помилок [3].

Подальше удосконалення теорії, головним чином, відображено в роботах М.Л. Міля, Н.І. Камова, В.Г. Петруніна, В.Г. Табачникова, А.П. Проскурякова, И.П. Братухіна, А.Н. Михайлова, Дж. Б. Уітлі, Ф. Дж. Бейлі, Дж. Х. Менлі, К. Віолетті з використанням як математичного апарату, так і результатів експериментального дослідження [3–7]. В зазначених роботах класична теорія несучого гвинта уточнювалась в наступних напрямках: врахування кінцевих втрат підйомної сили лопатей; дослідження впливу нерівномірного поля індуктивних швидкостей по диску несучого гвинта на характеристики махового руху та його аеродинамічні сили; визначення вищих гармонік махового руху та сил несучого гвинта; врахування нелінійного розподілу сили профільного опору; врахування зміни кута встановлення лопатей; дослідження коливання лопаті на вертикальних шарнірах; дослідження впливу за-

кручування лопаті на характеристики несучого гвинта; дослідження впливу криволінійного руху апарату в просторі на характеристики несучого гвинта; розробка методів розрахунку з допомогою графічного інтегрування компонент елементарних сил; оцінка впливу на характеристики несучого гвинта області оберненого обтікання; дослідження невстановленого руху несучого гвинта вертольоту і т.д.

Слід зауважити, що першочергово теорія авторотуючого несучого гвинта була розроблена для автожирів. Поява ж вертольотів привела до того, що в багатьох випадках дослідження обмежувались розглядом махового руху лопатей, в той час як питання авторотації не було першочерговим.

Розробка нових та удосконалення існуючих моделей аеродинамічного розрахунку авторотуючого несучого гвинта на режимах поступального польоту, з метою розширення меж застосування теоретичного аналізу аеродинаміки несучого гвинта, є актуальною науковою та практичною задачею світового рівня. Крім того така модель надасть можливість значно зменшити кількість льотних випробувань на стадії виконання дослідно-конструкторських робіт, що пов'язані з визначенням раціональних геометричних, кінематичних та динамічних параметрів несучих гвинтів вертольотів, що розробляються.

Класична теорія несучого гвинта є найбільш прийнятною для аеродинамічного розрахунку авторотуючого несучого гвинта, оскільки, саме вона дає більш точні результати розрахунку в порівнянні з іншими теоріями та може бути використана для розрахунку на всіх режимах роботи авторотучого несучого гвинта. Саме ця теорія буде взята за основу в подальшому уточнені математичної моделі аеродинамічного розрахунку авторотуючого несучого гвинта на режимах поступального польоту.

Дану теорію розвинув та поширив на авторотуючий несучий гвинт в своїй роботі Полинцев О.Є. [8]. Розрахунок складових від повного аеродинамічного навантаження на несучий гвинт ведуть методом розрахунку сил по елементам лопатей, розглядаючи їх при цьому як елементи крила.

Розподіл індуктивних швидкостей по диску несучого гвинта задається в наступному вигляді

$$\upsilon_i = \upsilon \cdot \left[\sqrt{1.5 \cdot \bar{r}_i} \cdot f_1 + \left(1 + \left[a_v \cdot \cos(\varphi) + b_v \cdot \sin(\varphi)\right] \cdot \bar{r}_i\right) \cdot f_2\right], \quad (1)$$

де f_1, f_1 - функції, що показують внесок відповідно симетричного розподілу, характерного для малих значень μ та розподіл в вигляді скосу потоку [9];

a_v - градієнт лінійного розподілу;

b_v - коефіцієнт, що враховує нерівномірний розподіл в поперечному напрямку;

υ - середнє значення індуктивної швидкості, визначається в відповідності з виразом запропонованим Глауертом.

В подальших теоретичних дослідженнях було встановлено, що основний внесок в похибку розрахунку вносить модель, котра описує нерівномірний розподіл індуктивних швидкостей по диску авторотуючого несучого гвинта.

Нагадаємо, що градієнт лінійного розподілу a_v визначається за співвідношенням

$$a_v = 4/3(\mu/\lambda)/\left[\mu/\lambda - 1.2\right] \quad (2)$$

де μ - характеристика режиму роботи несучого гвинта;

λ - коефіцієнт протікання повітряного потоку через несучий гвинт.

Коефіцієнт, що враховує нерівномірний розподіл в поперечному напрямку визначається як $b_v = -2\mu$. Подальший аналіз моделі показав, що саме градієнт лінійного розподілу a_v вносить похибку в розрахунок аеродинамічних характеристик авторотуючого несучого гвинта на певних режимах роботи. За результатами теоретичних досліджень було визначено, що для усунення похибки розрахунку замість (2) слід використовувати вираз запропонований Дрізом [10]

$$a_v = \frac{4}{3}\left[(1-1{,}8\mu^2)\sqrt{1+\left(\lambda/\mu\right)^2} - \lambda/\mu\right] \qquad (3)$$

Поряд з цим для визначення меж застосування залежностей (2) та (3) запропоновано наступний критерій

$$\mathrm{K}_v = \frac{\mathrm{c}_T c_w}{\overline{T}_R} + \frac{1}{3} \qquad (4)$$

де c_T - коефіцієнт сили тяги несучого гвинта ;

C_w - коефіцієнт нормованої кутової частоти обертання несучого гвинта;

$\overline{T}_R = \mathrm{T}_R/G_a$ - тяга несучого гвинта віднесена до злітної ваги літального апарату.

На критерій (4) накладаються наступні умови:

- якщо $\mathrm{K}_v \geq 1$, то градієнт лінійного розподілу a_v визначається за виразом (2);

- якщо $\mathrm{K}_v < 1$, то градієнт лінійного розподілу a_v визначається за виразом (3).

Використання запропонованого підходу дає можливість розширити діапазон розрахунку аеродинамічних характеристик авторотуючого несучого гвинта при поступальному польоті.

В якості вихідних даних для проведення розрахункових досліджень використано параметри несучого гвинта автожиру А-002 розробки ОКБ ЛА НПК «Іркут»[8]. Проводиться порівняння між експериментальними даними отриманими в роботі [8], отриманою математичною моделлю, що враховує комплексний підхід до оцінки нерівномірного розподілу поля індуктивних швидкостей по диску авторотуючого несучого гвинта та теоретичною залежністю $T_R = f(w_H)$ отриманої за допомогою класичної теорії поширеної Полинцевим О.Є. на випадок авторотуючого несучого гвинта.

На рис. показано теоретичну залежність $T_R = f(w_H)$ отриману за результатами моделювання роботи авторотуючого несучого гвинта з допомогою класичної моделі (числового інтегрування), запропонованої моделі оцінки поля індуктивних швидкостей, а також експериментально отриманий довірювальний інтервал генерального середнього ($a_в$, $a_н$) та толерантні межі ($x_н$, $x_в$) [8].

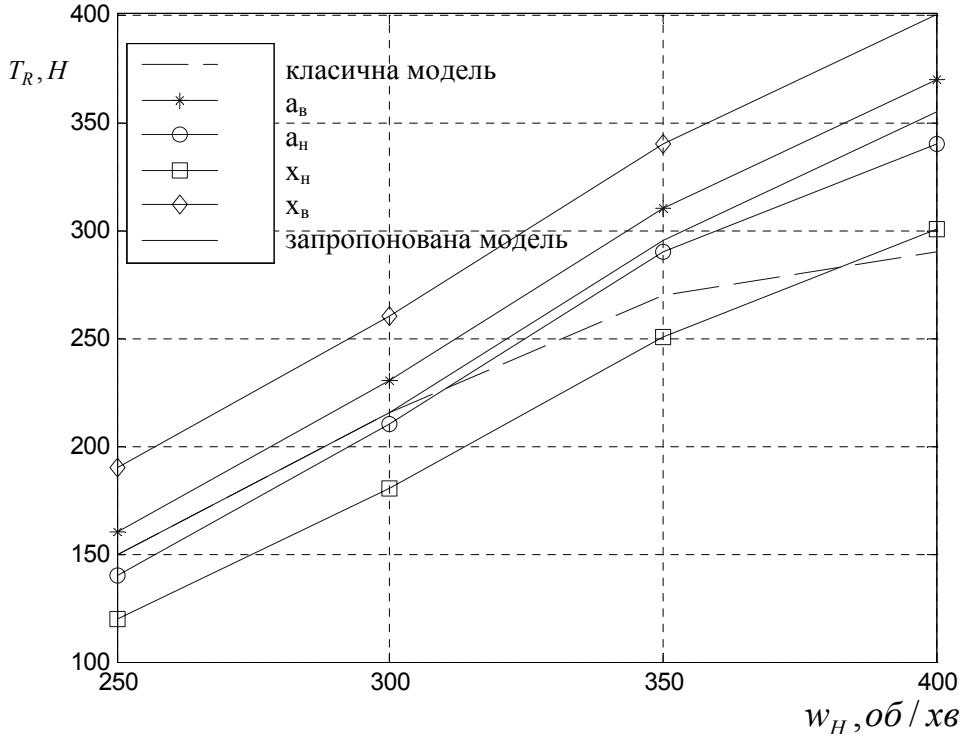


Рисунок. Залежність тяги ротора T_R від кутової частоти обертання w_H

З графічної залежності випливає, що при заданих параметрах довірювальної ймовірності в діапазоні частоти обертання несучого гвинта, що розглядається в цілому, спостерігається хороше якісне та незначне кількісне сходження результатів розрахунку з експериментом за класичною моделлю несучого гвинта та повне сходження за запропонованою моделлю оцінки нерівномірного розподілу поля індуктивних швидкостей по диску авторотуючого несучого гвинта. Поряд з тим зі збільшення частоти обертання спостерігається випадання теоретичних значень з довірчого інтервалу для генерального середнього тяги несучого гвинта за класичною моделлю.

Висновки

1. Результати експериментального оцінювання виявили недосконаліть існуючого математичного забезпечення, що полягає в неадекватному відображенні фізичної картини обтікання повітряним потоком несучого гвинта при встановленому режимі авторотації.

2. Усунення недоліків існуючого математичного забезпечення досягається шляхом застосування запропонованого комплексного підходу до оцінки індуктивних швидкостей, яке дозволяє розширити можливий діапазон аеродинамічних характеристик авторотуючого несучого гвинта та забезпечує проведення їх якісної і кількісної оцінки з більшою точністю в порівнянні з існуючими математичними моделями авторотуючого несучого гвинта.

3. За результатами тестових розрахунків з використанням запропонованого підходу до оцінки нерівномірного розподілу поля індуктивних швидкостей по диску несучого гвинта виявлено можливість розповсюдження розробленого підходу щодо розрахунку інших гвинтів таких як, тягнучий, штовхаючий, рульовий і т.ін.

Список літератури

1. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов / Б.Н. Юрьев. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности. 1956. – 560 с.

2. Братухин И.П. Автожиры. Теория и расчет / И.П. Братухин. – М.: ГосМашМетИздат. 1934. – 111с.

3. Куролесова Е.И. Влияние закручивания лопасти на аэродинамические характеристики автожира / Е.И. Куролесова, М.П.Талимонова. // Труды ЦАГИ, вып. 396. – М.: ЦАГИ. 1939. – 33 с.

4. Миль М.Л. Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении / М.Л. Миль. // Труды ЦАГИ, вып. 465. – М.: ЦАГИ. 1940. – 60 с.

5. Уитлей Дж. Новое исследование в полете американського автожира / Дж. Уитлей. // Техника воздушного флота. 1935. – №1. с.59 – 65.

6. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика / А.М. Володко. – М.: Транспорт. 1984. – 256 с.

7. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолеты. Расчет и проектирование/ М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман, Л.Н. Гродко, М.А. Лейканд: под ред. М.Л. Миля. – М.: Машиностроение. 1966. – Кн. 1, 454 с.

8. Полынцев О.Е. Динамика и прочность авторотирующего несущего винта: дис. … канд. техн. наук: 05.07.03 / Полынцев Олег Евгеньевич. – М.: 2003. с. 165.

9. Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета/ А.С. Браверман, А.П. Вайнтруб. – М.: Машиностроение. 1988. – 280 с.

10. Drees, J. M. "A Theory of Airflow Through Rotors and Its Application to Some Helicopter Problems." Journal of the Helicopter Association of Great Britain,_ 3 : 2 (July-September 1949).

УДК: 532.542:519.632:004.942

О.М. Бердник (Національний авіаційний університет, Україна)
Є.О. Гаєв (Інститут гідромеханіки НАНУ, Україна)

АЛГЕБРАЇЧНА МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ДЛЯ ТРУБИ З ЛЕГКОПРОНИКНОЮ ШОРСТКІСТЮ НА СТІНКАХ

Розглянуто проблему моделювання турбулентного потоку нестисливої рідини в трубі з легкопроникною шорсткістю (ЛПШ) біля стінок. Запропонована алгебраїчна модель, яка узагальнює існуючу модель турбулентності Прандтля для гладких труб. Отримано залежності розподілу швидкості потоку і тертя у такій трубі від параметрів турбулентної течії та конструкції ЛПШ, що якісно узгоджуються з відомими експериментальними дослідженнями ЛПШ в задачах метеорології.

Проектування літаків, двигунів та інших видів техніки, систем нагрівання та вентиляції – не повний перелік областей прикладної науки, в яких течії рідини відіграють дуже важливу роль. Турбулентний рух є найбільш поширеною формою руху рідин та газів у природі та в технічних пристроях. Незважаючи на вже більш ніж столітню історію розвитку досліджень турбулентності та велику кількість робіт, що публікуються щорічно в цьому напрямку, на сьогодні ще не існує задовільних (тобто достатньо універсальних та обґрунтованих) методів розрахунку турбулентних потоків.

В гідромеханіці все більшої уваги приділяють дослідженням різноманітних структур у потоках рідини, зокрема таких як canopy [1]. Нашою мовою останній термін краще називати легкопроникною шорсткістю (ЛПШ) [2]. На відміну від більшості робіт, які розглядають екологічні задачі ЛПШ, наші дослідження пов´язані з її технічними застосуваннями [2], тобто з внутрішніми задачами гідромеханіки [2,3]. Метою даної роботи є пошук раціональної моделі турбулентності на випадок круглої труби з легкопроникною шорсткістю біля стінок шляхом узагальнення існуючої алгебраїчної моделі турбулентності Прандтля.

Відомо, що для опису усталеного осередненого турбулентного потоку в гладкій циліндричній трубі круглого перерізу з міркувань рівноваги сил тиску та турбулентного тертя, прикладених до кільцевого циліндру з внутрішнім радіусом r, товщиною Δr та довжиною Δx, отримують рівняння:

$$\frac{1}{r}\frac{d}{dr}(r\cdot\tau) = -p' \quad , \tag{1}$$

де $p' = (p_2 - p_1)/\Delta x$ – поздовжній градієнт тиску (Н/м3); r – відстань від осі труби (м). Для турбулентного тертя $\tau = -\rho < u'v' >$ приймають формулу Бусінеска

$$\tau = \tau(r) = -\rho\cdot\nu_T\frac{dU}{dr} \tag{2}$$

де ρ – щільність середовища; ν_T – турбулентна (вихорова) в'язкість рідини. До задачі додають граничні умови прилипання та симетрії

$$r = R,\ U = 0; \qquad r = 0,\ \frac{dU}{dr} = 0 \quad , \tag{3}$$

Якщо ж перейти до розгляду подібного потоку в трубі радіуса R за умови наявності на її стінках ЛПШ висотою h (шару перешкод механічної структури), то для математичного опису процесів, що протікають, необхідно використати видозмінене рівняння (1) з урахуванням ЛПШ:

$$\frac{1}{r}\frac{d}{dr}(r\cdot\tau) = \begin{cases} -p', & r\in[0;R-h) \\ -p'+f, & r\in[R-h;R] \end{cases} \quad , \tag{4}$$

де f – об'ємна сила (Н/м3), що моделює дію легкопроникної шорсткості на потік [2,3]. Очевидно, що при такому підході потрібні додаткові умови спряження окремих областей потоку на лінії їх взаємодії $U(R-h-0)=U(R-h+0)$, $\tau(R-h-0)=\tau(R-h+0)$ та інші.

Серед напівемпіричних теорій турбулентності найбільш простою і плідною є теорія Л.Прандтля. Ввівши поняття шляху перемішування, він по аналогії з кінетичною теорією газів зробив припущення про залежність коефіцієнту турбулентної в'язкості ν_T від добутку деякого шляху перемішування $l_m(r,...)$ на градієнт швидкості dU/dr, тобто:

$$\nu_T = l_m^2\left|\frac{dU}{dr}\right|. \tag{5}$$

Довжина шляху перемішування $l_m(r,U,...)$ при цьому потребує подальших гіпотез. Успіх запропонованої Прандтлем моделі був визначений тими обставинами, що для багатьох простих типів течій зі зсувом цей параметр може бути вираженим відносно нескладними явними формулами. Доповнимо (2)–(5) найпростішим з можливих припущенням про те, що усередині ЛПШ турбулентна в'язкість постійна $\nu_T = \text{const} = \nu_{T0}$, а поза областю ЛПШ – відповідає (5). (ν_{T0} є деякою емпіричною константою; треба дослідити, чи можна її підбором наблизити експериментальні дані). Шлях перемішування l_m будемо задавати узагальненою формулою Прандтля з урахуванням модифікації Мілліонщикова [2,4]:

$$l_m = \left(l_h + \kappa(R-h-r)\right)\sqrt{\frac{r}{R-h}}, \tag{6}$$

де κ – універсальний коефіцієнт пропорційності (константа Кармана), що не залежить від числа Рейнольдса, а l_h – відповідає рівню ЛПШ, тобто $r=R-h$. Остання величина з'являється як ще одна емпірична стала; проте буде показано, як її можна пов'язати із першою сталою ν_{T0}. Оскільки ми хочемо встановити універсальні співвідношення для турбулентного потоку, використаємо безрозмірну форму виразів (2)–(6), розглядаючи окремо кожну з двох областей турбулентного потоку з ЛПШ.

1. Зона без ЛПШ: $r\in[0;R-h)$. В якості характерних масштабів оберемо радіус труби R, напругу тертя на стінці за умови гладкості труби (відсутності ЛПШ) $\tau_w = -\frac{1}{2}p'R$ [3] та динамічну швидкість $U_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$, та введемо безрозмірні змінні

$$\bar r = \frac{r}{R},\quad U^+ = \frac{U}{U_*},\quad \bar\tau = \frac{\tau}{\tau_w},\quad \overline{\nu_T} = \frac{\nu_T}{\nu},$$

де ν – кінематична в'язкість. Маємо безрозмірні рівняння, що діють в області $\bar r\in[0;1-\bar h)$:

$$\frac{1}{\bar r}\cdot\frac{d}{d\bar r}(\bar r\cdot\bar\tau)=2,\qquad \bar\tau=-\frac{\overline{\nu_T}}{\mathrm{Re}_*}\frac{dU^+}{d\bar r},$$

$$\overline{\nu_T}=\mathrm{Re}_*\,\overline{l_m}^2\left|\frac{dU^+}{d\bar r}\right|,\qquad \bar\tau=\overline{l_m}^2\left(\frac{dU^+}{d\bar r}\right)^2,\qquad \overline{l_m}=\left(\overline{l_h}+\kappa(1-\bar h-\bar r)\right)\sqrt{\frac{\bar r}{1-\bar h}}, \tag{7}$$

де $\mathrm{Re}_* = \dfrac{RU_*}{\nu}$ – „динамічне” число Рейнольдса. Додатково до другої граничної умови (3) використаємо невідому поки що „швидкість ковзання” U_h^+:

$$U^+ \overset{Df}{=} U_h^+ \quad \text{при} \quad \bar{r} = 1 - \bar{h}. \tag{8}$$

Отримана гранична задача (7)–(8) має аналітичний розв’язок:

$$U^+(\bar{\bar{r}}) = U_h^+ + \frac{1}{\kappa}\ln\left|1 + \frac{1-\bar{\bar{r}}}{\bar{\bar{z}}_h}\right|, \qquad \bar{\tau} = \bar{r}, \tag{9}$$

де $\bar{\bar{r}} = \dfrac{\bar{r}}{1-\bar{h}} \in [0,1]$ Параметр $\bar{\bar{z}}_h = \dfrac{\bar{l}_h}{\kappa(1-\bar{h})}$ назвемо „коефіцієнтом ЛППШ”; це має бути ще одним із завдань теоретичного аналізу – з’ясувати, як він впливає на розподіл швидкості. З (9) випливає зокрема, що на рівні ЛППШ тертя незмінне, $\bar{\tau}_h = \bar{\tau}\big|_{\bar{r}=1-\bar{h}} = 1-\bar{h}$, а максимальна швидкість (на осі труби) є $U^+_{\max} = U^+(0) = U_h^+ + \dfrac{1}{\kappa}\ln\left(1 + \dfrac{1}{\bar{\bar{z}}_h}\right)$. Логарифмічний закон (9), що отримано, зручно проілюструвати у вигляді „відносного дефекту” („дефіциту”) швидкості, у якому відсутні як невідома ще U_h^+, так і стала κ:

$$\delta U(\bar{\bar{r}}) \overset{Df}{=} \frac{U^+_{\max} - U^+(\bar{\bar{r}})}{U^+_{\max} - U_h^+} = \frac{\ln\left(\dfrac{\bar{\bar{z}}_h + 1 - \bar{\bar{r}}}{\bar{\bar{z}}_h + 1}\right)}{\ln\left(\dfrac{\bar{\bar{z}}_h}{\bar{\bar{z}}_h + 1}\right)}. \tag{10}$$

Сімейство таких розподілів, що узагальнює аналогічне для гладкої труби на випадок залежності від параметру ЛППШ $\bar{\bar{z}}_h$ показана на рис. 1; бачимо, що логарифміка тим крутіша, чим менше $\bar{\bar{z}}_h$. Подальший розгляд присвятимо тому, як останній параметр пов’язаний з висотою і щільністю ЛППШ.

2. Зона ЛППШ: $r \in [R-h;R]$. Розглянемо тепер потік у середині області ЛППШ. Рух рідини, викликаний тим же градієнтом тиску p', гальмується перешкодами тим сильніше, чим більше їх концентрація n, $1/м^3$. Такий вплив ЛППШ моделюємо об’ємною силою, яка може залежати від локальної швидкості потоку лінійно $f = -k\rho n U$ або квадратично $f = -\frac{1}{2}c_f \rho n U^2 S$, оскільки обтікання окремих перешкод може відбуватися як турбулентно, так і ламінарно [2]. Тут обмежимось лінійною ЛППШ. Для неї рівняння руху набувають більш простого вигляду при використанні масштабу швидкості $W = \dfrac{-p'R^2}{4\rho\nu}$, що визначає швидкість на осі в трубі без ЛППШ при ламінарному режимі [1]. Тоді для безрозмірної швидкості $\bar{\bar{U}} = \dfrac{U}{W}$ потік у середині ЛППШ підпорядковуватиметься наступним рівнянням та граничним умовам прилипання (3) і спряження:

$$\frac{1}{\bar{\bar{r}}}\frac{d}{d\bar{\bar{r}}}\left(\bar{\bar{r}}\cdot\bar{\tau}\right) = 2 + A\bar{\bar{U}}, \qquad \bar{\tau} = -\frac{\overline{\nu_{T0}}}{2}\frac{d\bar{\bar{U}}}{d\bar{\bar{r}}}, \qquad \nu_{T0} = \text{const}, \tag{11}$$

$$\overline{\tau_h}(1-h-0)=1-\overline{h},$$

де $A=\dfrac{knR^2}{2\nu}$ – безрозмірна щільність ЛППШ. Ввівши в (11) $A_1=-\dfrac{2A}{\overline{\nu_{T0}}}$, отримаємо рівняння:

$$\frac{d^2\overline{\overline{U}}}{d\overline{r}^2}+\frac{1}{\overline{r}}\frac{d\overline{\overline{U}}}{d\overline{r}}=-\frac{4}{\overline{\overline{\nu_{T0}}}}+A_1\overline{\overline{U}}, \qquad (12)$$

яке вже аналітично розв'язано в [3]. Можемо побудувати, таким чином, розподіли швидкості в області ЛППШ (рис. 2), швидкість ковзання $U_h(A_1;\overline{\nu_{T0}})$ і тертя на стінці труби

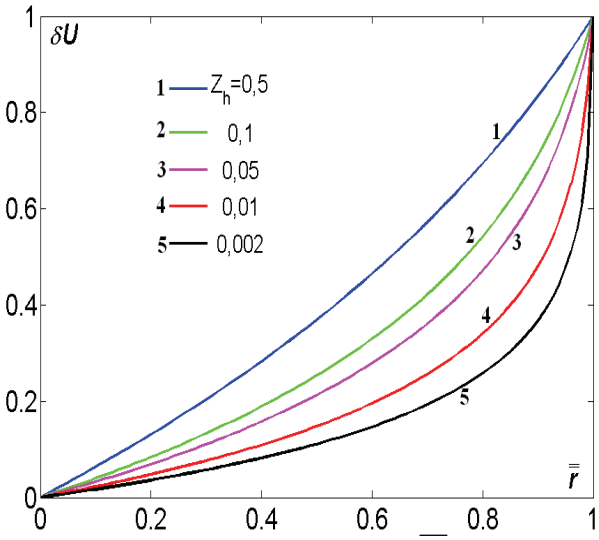


Рис. 1. Вплив параметра ЛППШ $\overline{z_h}$ на розподіл осередненої швидкості (9) у центрі труби.

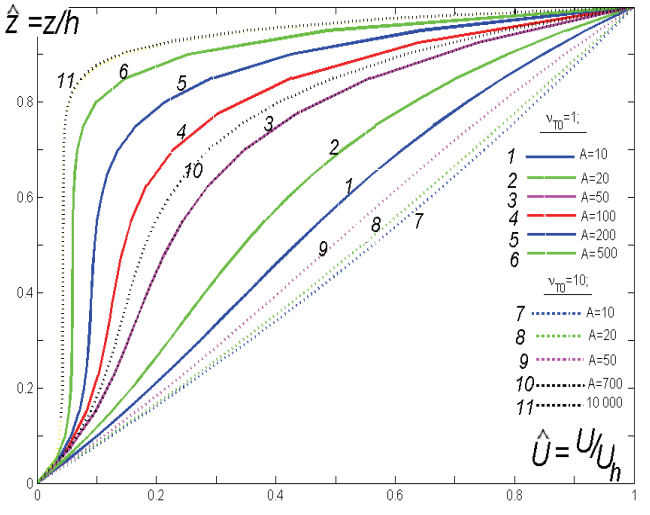


Рис. 2. Вплив щільності ЛППШ A_1 та емпіричного параметру $\overline{\nu_{T0}}$ на розподіл швидкості (9) у середині ЛППШ.

$\tau_w(A_1;\overline{\nu_{T0}})$. З (12) випливає, що профіль осередненої швидкості у координатах $\hat{U}(\xi)=U/U_h=\hat{U}(\frac{1-\bar{z}}{h})$, де $\xi=\frac{1-\bar{z}}{h}\in[0,1]$, є універсальним. Ця обставина, фактично, використовується для обробки експерименту, хоча лишається необґрунтованою. Рис. 2 показує, що профілі усередині шару перешкод можуть достатньо сильно деформуватися із збільшенням безрозмірної щільності ЛППШ A_1 – від слабо опуклих до вгнутих S-подібних. Подібні результати дають виміри у природних canopies (лісовий масив, наприклад). При цьому, степінь деформації залежить від емпіричного параметру $\overline{\nu_{T0}}$. Це й означає, що його підбором можна узгодити розрахунок з експериментом. Аналогічно, розподіли тертя якісно узгоджуються з дослідними даними.

3. Спряження двох зон потоку: $r=R-h$. Розв'язок внутрішньої задачі (12) (не наводимо з огляду на його громіздкість) дає швидкість ковзання $U_h(A_1;\overline{\nu_{T0}})$, яку слід підставити в розподіл зовнішньої швидкості (9) – маємо профілі через увесь перетин труби. Вони, однак, залежать від двох параметрів $\overline{\nu_{T0}}$ і l_h, що введені у моделі турбулентності. Якщо ж прийняти додаткову умову спряження $\nu_T(R-h-0)=\nu_T(R-h+0)$ (або еквівалентну їй $\left.\dfrac{dU}{dr}\right|_{R-h-0}=\left.\dfrac{dU}{dr}\right|_{R-h+0}$), то легко встановити зв'язок між ними. Остаточно, теорія має лише

один емпіричний параметр. Встановити його зв’язок з висотою і щільністю ЛПШ – справа подальших експериментів та їх аналізу.

Висновки

Можна очікувати, таким чином, що запропонована алгебраїчна модель правильно відображає головні властивості турбулентної течії в трубі з ЛПШ. Потрібний експеримент ще не проведений, але має місце якісна відповідність відомим подібним даним [1].

Список літератури

1. Finnigan J. Turbulence in Plant Canopies // Ann. Review Fluid Mech., 2000, v. 32, pp. 519 - 571.
2. Гаев Е.А. Модели легкопроницаемой шероховатости для задач гидромеханики и теплофизики: Дис. д-ра техн. наук: 01.02.05 / НАНУ; Институт гидромеханики. - К., 2000. – 345с.
3. Гаєв Є.О., Бердник О.М Одновимірна ламінарна течія через круглу трубу з легкопроникною шорсткістю // Промислова гідравліка і пневматика. – 2008. – № 4 (22) – С.34-38.
4. Миллионщиков М.Д. Турбулентные течения в пограничном слое и трубах. – М., 1969. – 50 с.

УДК 551.:629.130

Кулиев Гаджиага Имангулу оглы, д.т.н.,
Сафаров Сурхай Гасан оглы, д.г.н.
(Национальная академия авиации, Азербайджанская Республика)

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ТРОПОСФЕРЫ НАД АЗЕРБАЙДЖАНСКИМ СЕКТОРОМ КАСПИЙСКОГО МОРЯ

В статье рассматриваются результаты исследования температурного режима атмосферы над Азербайджанским сектором Каспийского моря для улучшения качества метеорологического обеспечения гражданской авиации. Для этого исследованы особенности вертикального распределения температуры воздуха, ее вертикальных градиентов, повторяемости инверсионных слоев по высоте, а также наиболее вероятные высоты изотерм 0^0С, -10^0С и -20^0С.

При метеорологическом обеспечении деятельности авиации исследование вертикальной изменчивости основных физических характеристик атмосферы является одним из важнейших задач авиационной метеорологии.

В этой связи нами исследованы особенности вертикальной изменчивости температуры воздуха и связанные с ней опасные для авиации явления над Азербайджанским сектором Каспийского моря для более качественного метеорологического обеспечения международной аэронавигации. Были использованы данные аэрологических наблюдений за 2004-2006-х годов.

Температура воздуха. В зимнем сезоне температура воздуха от поверхности суши до высоты 12000 м меняется от 4,1…5,1 ^{0}С до минус 56,2…58,4 ^{0}С соответственно, при этом отрицательные температуры проявляют себя на высоте 1000 м в январе и на высоте 2000 м - в декабре и феврале. Весной в марте и апреле на высоте 1200 м температура все еще сохраняется на уровне зимней температуры, а в мае - меняется от 15,2 ^{0}С у земли до -51,6 ^{0}С до высоты 12000 м. Отрицательные температуры уже наблюдаются на высоте 3000 м в марте и апреле, а на высоте 4000 м – в мае. В летние месяцы температура воздуха у земли составляет 20,9…24,1 ^{0}С, а на высоте 12000 м меняется в пределах -43,3…-47,3 ^{0}С. Отрицательные температуры наблюдаются в слое 4000-5000 м. В сентябре, на высоте 12000 м температура более интенсивно уменьшилась по сравнению с летними данными (-51,0 ^{0}С). В октябре и ноябре температура воздуха на этой высоте примерно одинакова (-57,2…57,6 ^{0}С). Отрицательные температуры в сентябре наблюдались выше слоя 4000-5000 м, в октябре – 3000-4000 м, в ноябре – 2000-3000 м.

Вертикальный температурный градиент. В январе только в слое 0-100 м наблюдался положительный градиент, далее в слое 200-2500 м отмечены уменьшающиеся отрицательные градиенты в пределах 0,31…0,39 ^{0}С/100м. В слое 2600-7500 м абсолютные по величине градиенты температуры увеличились от -0,41 до -0,80 ^{0}С/100м. В слое 8000-11500 м абсолютные по величине градиенты уменьшились от -0,75 до 0,08 ^{0}С/100 м. В июле наиболее существенные по абсолютной величине изменения вертикальных градиентов температуры наблюдались в слое 0-2400 м, далее до высоты 12000 м отмечены относительно небольшие изменения. Термические неоднородности слоев атмосферы, а также сложные орографические особенности подстилающей поверхности, в частности, наличия береговой черты в районе Апшерона очень часто являются причинами слабой и умеренной болтанки воздушных судов при безоблачном небе на малых высотах в летнем периоде. Эти процессы могут происходить на высотах 100-200 м. Иногда может наблюдаться и сильная болтанка. Учитывая полученные нами результаты по термической неоднородности нижних слоев атмосферы над Апшероном и литературные данные [2], можно сказать, что средняя толщина слоя термической болтанки составляет примерно 1500 м. Резкое усиление болтанки особенно наблюдается вдоль береговой линии, что подтверждаются нашими результатами и сообщениями пилотов самолетов, совершающих маневр захода на посадку с выходом в глиссаду со стороны моря на ВПП международного аэропорта Гейдар Алиев.

Инверсия. Исследована вертикальная изменчивость инверсионных слоев, так как в областях инверсий существует поле сдвига ветра. В качестве критерия оценки интенсивности инверсии использована повторяемость (%) инверсий по высотам. Зимой наибольшая повторяемость инверсии наблюдались в слое 0-100 м (41,0…54,9%) и в слое 11000-12000 м (51,0…69,2%). Наряду с этим, также отмечается слой 100-200 м, где повторяемость (%) инверсии относительно велика по сравнению с другими слоями (17,6…20,5%). Для сравнения повторяемости приземных инверсий с другими источниками, можно показать, что в Москве повторяемость приземной инверсии в течение года составляет от 32 до 42%, а в среднем за год – около 37% [3]. Одной из важных особенностей вертикального распределения инверсий является то, что в слое 3000-9500м они практически отсутствуют. Другая же особенность заключается в наличии второго максимума повторяемости в слое 500-900 м в феврале. В весеннем сезоне наибольшая повторяемость инверсий в марте наблюдается в слоях 0-1600 м (21,2…48,5%) и 11000-12000 м (45,5…72,7%), в апреле – в 0-700 м (20,8…45,7%) и 11000-12000 м (41,7…66,7%), а в мае – в 0-500 м (26,3…68,4%) и в 11000-12000 м (31,6…52,6%). Летом наибольшая повторяемость в июне наблюдается в слое 0-400 м (39,3…71,4%) в июле – в слое 0-500 м (35,7…42,9%), в августе – в слое 0-700 м (36,4…59,1%). Сравнительный анализ этих данных с результатами для зимней и весенней сезонов показывает, что летом в верхних рассматриваемых слоях повторяемость инверсий фактически очень мала. Это можно объяснить тем, что в холодный период года высота тропопаузы находится ниже, чем в теплом периоде. Поэтому рассматриваемые верхние слои (11000-12000 м) в холодном периоде можно отнести к нижней стратосфере. В осеннем сезоне наибольшая повторяемость температурных инверсий наблюдалась только в слое 0-200 м (22,0…65,3%) и только в ноябре в слое 11000-12000 м (23,3…32,6%).

Результаты ряда аэрологических наблюдений над сушей также показывают, что приземные инверсии чаще всего наблюдаются в зимнем сезоне и происходят с большей интенсивностью, чем в летние месяцы [5]. Полученные же нами результаты показывают, что в отличие от этих данных, в районе Апшерона наибольшие повторяемости инверсий наблюдаются в теплый период года, причем до относительно большей высоты, чем в холодном полугодии. Это можно объяснить только близостью (и, естественно влиянием) Каспийского моря на температурный режим приземного слоя.

Обледенение воздушных судов. Обледенение является одним из наиболее сложных и опасных метеорологических явлений и в значительной степени влияет на безопасность и регулярность полетов самолетов и вертолетов. Важнейшим фактором, влияющим на льдообразование, является температура окружающего воздуха. Наряду с этим, интенсивность образования льда также зависит от скорости полета [6].

В практике при оценке температурного режима обычно вдоль маршрута полета вычисляются высоты изотерм 0, -10, -20, -30 ^{0}C. Область между изотермами 0 и -20 ^{0}C указывает на зону наиболее вероятного обледенения, а зона между изотермами 0 и -10 ^{0}C – на область наиболее интенсивного обледенения [1]. Исходя из этих предположений нами рассчитаны повторяемости (%) высот изотерм 0, -10, -20 ^{0}C над Апшероном в течение года.

В течение года высота изотермы 0^0 варьировала в пределах от 0-500 до 5100-5500 м. Если в декабре и январе эта высота распространяется до 3000 м, то в феврале она достигает уровня 4000 м. Результаты расчетов также показывают, что если в декабре наиболее вероятная высота изотермы 0^0 находится на уровнях 600-1000 м (32,8%), 1100-1500 м (20,0%) и 2600-3000 м (20,0%), то в январе и феврале она приходится на уровень 0-500 м (27,5 и 25,6%), 600-1000 м (25,5% и 20,0%) и 1100-1500 м (23,5% и 17,9%). В марте повторяемость (%) высоты изотермы 0^0 наблюдалась от уровня 0-500 м до 3100-3500 м с наибольшими значениями на уровнях 2600-3000 м (27,3%) и 3100-3500 м (18,2%). В апреле наблюдаемые уровни изотермы 0^0 переместились на один уровень выше. В этом периоде уже на уровне 0-500 м повторяемость этого показателя исключена. Вместе с тем, уже на уровне 4100-4500 м вероятно появление 0^0C изотермы.

В летние месяцы высота изотермы 0^0 перемещается еще выше, чем в предыдущие месяцы. Если, в июне этот показатель отмечается на высотах от 2600 м до 5000 м, с наибольшей повторяемостью на уровне 4600- 5000 м (57,1%), то в июле (с максимумом повторяемости на уровне 4100-4500 м) и в августе (с максимумом повторяемости на уровне 4600-5000 м) высоты изотермы 0^0 варьирует в диапазоне 3600-5500 м. Если в сентябре температура воздуха ниже 0^0 наблюдается на высоте 3100-3500 м с наибольшей повторяемостью на уровнях 3600-4000м (30,4%) и 4100-4500м (39,1%), то в октябре нулевая изотермия наблюдается на высоте от 1100м до 4500 м, с наибольшей повторяемостью на уровне 3600-4000 м. Самое сложное вертикальное распределение повторяемости высоты нулевой изотермы наблюдается в ноябре, так как вероятность температуры воздуха ниже 0^0 наблюдается практически от уровня 0-500 м до 4100-4500 м с наибольшими значениями на высотах 1600-2000 м (18,6%) и 2600-3000 м (30,2%). Таким образом, можно отметить, что только в ноябре-марте месяцах на уровне 0-500 м возможно температуры воздуха ниже 0^0. Наибольшая высота этого явления составляет 5100-5500 м только в августе и сентябре. Другой особенностью является то, что самое сложное вертикальное распределение повторяемости высоты изотермы 0^0 отмечается в марте-апреле и октябре –ноябре. Повторяемости высоты изотермы 0^0 в июле-сентябре находится в самом меньшем интервале высоты – всего 3100-3500 м и является третьей особенностью рассматриваемого процесса.

В зимнем месяце самая низкая высота изотермы -10^0 находится на уровне 1600-2000 м, а самая высокая – на уровне 4600-5000м в январе-феврале и 4100-4500 м – в декабре. Наибольшая повторяемость высоты изотерма -10^0 в январе отмечается на уровне 3600-4000 м (35,3%), в феврале – на уровне 3100-3500 м (35,9%) и в декабре – на уровне 2600-3000 м и 3100-3500 м (24,0%)

В весенние месяцы диапазон высоты наблюдения температуры воздуха -10^0 сужается и составляет 3100-6000 м. Если наибольшая повторяемость высоты изотермы -10^0 в марте отмечается на уровне 4100-4500 м (39,4%), то апреле и мае – на уровне 4600-5000 м (41,7% и 36,8% соответственно). В летние месяцы, а также в сентябре наибольшая повторяемость высоты изотермы -10^0 наблюдается на уровне 5600-6000 м и соответственно составляют 60,7%, 53,8%, 54,0% и 47,8%. Также можно отметить, что только в августе отмечена наибольшая высота наблюдения изотермы -10^0 – 6600-7000 м. Как и в случае с нулевой изотермией, и в случае с изотермой -10^0 самое сложное вертикальное распределение повторяемости наблюдается в ноябре.

В пространственно-временной изменчивости высоты изотермы -20^0 наблюдаются те же закономерности, что отмечены для изотерм 0^0 и -10^0. И в этом случае этот показатель в зимние месяцы наблюдается в нижних слоях – от 3000 до 6500 м, а наиболее высокие -в летние месяцы.

Самым высоким уровнем, где проходила изотерма – 20^0, является 8600-9000 м и отмечен в августе. Только в мае-октябре повторяемость высоты изотермы -20^0 отмечена в относительно узкой зоне. Нами на основе полученных данных составлены таблицы наиболее вероятных зон (с обеспеченностью ≈80%) между изотермами **0^0 - -10^0** (табл.1).

Таблица 1

Наиболее вероятные высоты между изотермами **0^0 … -10^0.**

Месяцы	**01**	**02**	**03**	**04**	**05**	**06**
Границы зоны между изотермами 0^0 и -10^0, м	0-1500 и 2600-4000	0-2000 и 2600-4500	1600-3500 и 3600-5000	2100-4000 и 3600-5000	2600-4000 и 4100-5500	3600-5000 и 5600-6000
Месяцы	**07**	**08**	**09**	**10**	**11**	**12**
Границы зоны между изотермами 0^0 и -10^0, м	3600-4500 и 5100-6500	3600-5000 и 5600-7000	3600-5000 и 5100-6000	2600-4000 и 4600-6000	1600-4000 и 3100-5500	0-2500 и 2600-4500

В зимнем сезоне наиболее вероятные высоты между изотермами **0^0 … -10^0** находятся на уровне 0-2500м и 2600-4500 м, далее высот границ зон между этими изотермами увеличивается до августа, затем уменьшается. Наиболее вероятные высоты между изотермами **-10^0 … -20^0** в холодное полугодие находятся на уровне между 2600-4000 м и 5100-6500 м, а в теплое полугодие –на 3600-5000 м и 7100-8500 м.

Полученные нами результаты также актуальны тем, выявленные особенности вертикальных характеристик температуры воздуха можно с успехом использовать для разработки научно обоснованных рекомендаций по безопасности полетов воздушных судов, а также для пополнения рядов данных [4], описывающих метеорологические условия полетов самолетов в районе бассейна Каспийского моря.

Выводы

1. Выявлено, что средняя толщина слоя термической болтанки над Апшероном составляет примерно 1500 м. Летом в дневное время над водной поверхностью турбулентность и тем самым вероятная болтанка развита слабее, чем над сушей, а ночью наоборот, и резкое усиление болтанки особенно наблюдается вдоль береговой линии.

2. В отличие от данных для умеренных широт, в районе Апшерона наибольшие повторяемости инверсий наблюдаются в теплый период года, причем до относительно большей высоты, чем в холодном полугодии. Это можно объяснить только близостью и, естественно с влиянием Каспийского моря на температурный режим приземного слоя. Приземные инверсии часто наблюдаемое явление и являются одной из основных причин возникновения сдвига ветра, и в метеорологическом обеспечении полетов малой и большой авиации в районе Азербайджанского сектора Каспийского моря этот фактор всегда надо учитывать.

3. В зимнем сезоне наиболее вероятные высоты между изотермами **0^0 – -10^0** находятся на уровне 0-2500м и 2600-4500 м, далее высот границ зон между этими изотермами увеличивается до августа, затем уменьшается. Наиболее вероятные высоты между изотермами **-10^0 – -20^0** в холодное полугодие находятся на уровне между 2600-4000 м и 5100-6500 м, а в теплое полугодие –на 3600-5000 м и 7100-8500 м.

Список литературы

1. Баранов А.М., Лещенко Г.П., Белоусова Л.Ю. Авиационная метеорология и метеорологическое обеспечение полетов. М.: Транспорт, 1993, 287 с.

2. Иванов В.Х., Литвинов В.И. Синоптическая и авиационная метеорология. Ч. 2., Авиационная метеорология. М.: Воениздат, 1985, 267 с.

3. Локощенко М.А. Температурная стратификация нижней атмосферы в Москве // Метеорология и гидрология, №1, 2007, с.53 – 63.

4. Метеорологические условия полетов воздушных судов в верхней тропосфере и нижней стратосфере над территорией СССР (справочное пособие) / Под ред. Н.З. Пинуса. М.: Моск. отд. Гидрометеоиздата, 1988, 293 с.

5. Пинус Н.З., Шметер С.М. Аэрология. Л.: Гидрометеоиздат, 1965, 351с.

6. Ципенко В.Г., Бехтир В.П., Косачевский С.Г. Особенности выполнения полета самолетов в условиях обледенения. Научное издание. М.: МГТУ ГА, 2001, 68 с.

УДК 347.822.4.(043.2)

Т.В. Шипитяк, О.Є. Прокопенко
(Національний авіаційний університет, Україна)

АЛЬТЕРНАТИВНИЙ ПІДХІД ДО БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ НА ОСНОВІ СУБ'ЄКТИВНОГО АНАЛІЗУ

У статті наводиться опис дворівневої моделі розподілу переваг, розроблюваної авторами. Викладені основні положення суб'єктивного аналізу та теорії штучних нейронних мереж. Описується застосування даної моделі для розгляду безпеки польотів.

Суб'єктивний аналіз – це напрям теоретичних досліджень поведінки суб'єкта (або групи суб'єктів) у різних ситуаціях. Під суб'єктом (або групою) мається на увазі активна система – льотний екіпаж. Поведінка розглядається як діяльність з оцінювання альтернатив, їх вибору та слідування зробленому вибору. Очевидно, що при виникненні ускладненої польотної ситуації у екіпажа малий запас часу для її оцінювання та прийняття рішення, що зменшує ймовірність вибору вірної стратегії подолання несприятливих обставин. Тому для побудови більш реальної моделі польоту, необхідно врахувати якомога більше чинників, які мають місце. Моделі розподілу переваг суб'єкта при виборі альтернатив детально описані в [3]. Вони вироблені з використанням варіаційного принципу оптимальності і полягають в тому, що переваги суб'єкта формуються на основі оптимальних затрат (доходів) ресурсів на реалізацію альтернатив. Ця модель виявилась досить вдалою для проведення на ній досліджень; їх результати наведені в [3]. Але вона має певні обмеження з погляду повноти і точності опису реальних процесів людської психіки. Як правило, при розробці моделей дослідник повинен розв'язувати задачу спрощення реального явища і включення в модель найсуттєвіших його сторін. Пропонована модель розширює спектр відтворених у ній процесів функціонування людської психіки. Вона більш якісно, на новому рівні описує поведінку суб'єкта. Модель включає в себе перший рівень, на якому формуються емоційні враження суб'єкта про появі альтернативи, і другий рівень, де на основі емоційних вражень формуються переваги суб'єкта.

У суб'єктивному аналізі одним з основних понять є функція переваг суб'єкта $\pi(\sigma_i)$, де σ_i - *i*-та альтернатива з множини альтернатив S_a. Альтернативи – це предмети, способи дії, рішення та інші об'єкти, з поміж яких треба вибирати. Функція переваг показує відносну схильність суб'єкта до вибору тієї чи іншої альтернативи. $\pi(\sigma_i)$ приймає значення від 0 до 1. Ця функція нормована: $\sum_{i=1}^{N}\pi(\sigma_i)=1$, де $N-$ кількість альтернатив.

Ще одним важливим інструментом суб'єктивного аналізу є суб'єктивна ентропія H_π. Вона визначається за формулою

$$H_\pi = -\sum_{i=1}^{N}\pi(\sigma_i)\cdot\ln\pi(\sigma_i), \qquad (1)$$

і характеризує ступінь невизначеності суб'єкта при виборі альтернатив. Чим вище H_π, тим більша невизначеність.

Для альтернатив існують функції корисності - $U(\sigma)$ та шкідливості - $L(\sigma)$, які характеризують змістове навантаження альтернатив, їх вплив на суб'єкта (позитивні та негативні властивості об'єкта). Функція корисності $U(\sigma)$ має позитивний зміст і встановлює на множині S_a «зростаюче» разом з числовим значенням $U(\sigma)$ відношення переваг [3]:

$$\sigma \prec \eta \Leftrightarrow U(\sigma) < U(\eta),$$

де σ,η - альтернативи. σ гірше за η тоді і тільки тоді, коли числове значення $U(\sigma)<U(\eta)$.

Функція шкідливості $L(\sigma)$ має негативний зміст і встановлює на S_a «спадаюче» з ростом $L(\sigma)$ відношення переваг: $\sigma \prec \eta \Leftrightarrow L(\sigma)>L(\eta)$.

Функція переваг може мати вигляд [1]:

$$\pi^{+}(\sigma_i)=\frac{e^{\beta U(\sigma_i)}}{\sum_{j=1}^{N} e^{\beta U(\sigma_j)}},$$

в даному випадку це функція «прийняття» альтернативи σ_i - перевага прийняти альтернативу σ_i, орієнтуючись по величині її корисності.

Якщо функція переваг має вигляд:

$$\pi^{-}(\sigma_i)=\frac{e^{-\beta L(\sigma_i)}}{\sum_{j=1}^{N} e^{-\beta L(\sigma_j)}},$$

то це функція «відхилення» - відхилити альтернативу σ_i, орієнтуючись по величині її шкідливості.

У моделях, описаних в [1], задавались значення $U(\sigma_i)$ та $L(\sigma_i)$ та розраховувались $\pi^{+}(\sigma_i)$ та $\pi^{-}(\sigma_i)$ з плином часу. Вважається, що при значенні суб'єктивної ентропії вищому за певну межу H_{π}^{*} суб'єкт не здатний робити вибір через сильні вагання, а коли переваги суб'єкта стають «чіткішими» і H_{π} падає нижче H_{π}^{*}, то він вибирає альтернативу з найбільшим значенням $\pi^{+}(\sigma_i)$ (найменшим $\pi^{-}(\sigma_i)$).

Цю модель істотно змінено, перероблено і доповнено, спираючись на деякі засади теорії штучних нейронних мереж та психології.

Під нейронними мережами розуміють обчислювальні структури, що моделюють певні біологічні процеси, які зазвичай асоціюють з процесами людського мозку. Елементарним перетворювачем в даних мережах є штучний нейрон (просто нейрон), названий так по аналогії з біологічним прототипом [7].

Математична модель нейрона:

$$S=\sum_{i=1}^{N} w_i \cdot x_i\ ; \tag{2}$$

$$y=f(S)\ ; \tag{3}$$

де w_i - вага синапса, $w_i=\overline{1,n}$; S - результат додавання; x_i - вхідні сигнали; y - вихідний сигнал; n - число входів нейрона; f - нелінійне перетворення (функція активації). [5]

Нейронна мережа являє собою сукупність нейроподібних елементів, що певним чином з'єднані один з одним та зовнішнім середовищем за допомогою зв'язків, що визначаються ваговими коефіцієнтами [2].

У [5] йде мова про застосування апарату теорії штучних нейронних мереж (ШУМ) для створення моделей оцінки і управління ризиками підприємства. Як вже зазначалося, за основу даної моделі взяті досягнення субє'ктивного аналізу, описані в [3, 4].

В психології існує класифікація людських потреб [1]. Різні дослідники по-своєму класифікують потреби. В загальному виділяють потреби нижчого рівня – фізіологічні (їжа, сон), середнього рівня – соціальні (повага, визнання), вищого рівня – самореалізація.

Приймаємо, що кожна альтернатива несе в собі певну можливість реалізації потреб трьох описаних рівнів. Для всіх альтернатив відповідно існує значення позитивного впливу $U(\sigma_i)$ на задоволення потреб кожного з рівнів даного суб'єкта та значення негативного

впливу $L(\sigma_i)$. Тобто альтернатива несе в собі деяку міру $U(\sigma_i)$ задоволення потреб кожного з рівнів, але також і негативний вплив $L(\sigma_i)$ - незадоволеність від вибору альтернативи.

Отже, модель, що розглядається являє собою одного суб'єкта та дві альтернативи. Кожна з альтернатив характеризується значенням корисності і шкідливості на трьох рівнях:

$$\sigma_1 : (U_{11}, U_{12}, U_{13}, L_{11}, L_{12}, L_{13}),$$
$$\sigma_2 : (U_{21}, U_{22}, U_{23}, L_{21}, L_{22}, L_{23}),$$

де U_{ij}, L_{ij} – відповідно корисність та шкідливість i-ої альтернативи на j-ому рівні.

На основі очікуваної корисності альтернатив у суб'єкта формуються емоційні позитивні враження (драйви, емоції, афекти) η_j^+ на кожному з рівнів j. На основі шкідливих властивостей альтернатив формуються негативні враження η_j^-. Далі модель розділяється на дві гілки – позитивну і негативну, в яких будуть формуватися як кінцевий результат відповідно переваги $\pi^+(\sigma_i)$ та $\pi^-(\sigma_i)$.

Отже, вищевказані афекти являють собою внутрішню психологічну реакцію суб'єкта на корисність – η_j^+ чи на шкідливість – η_j^- альтернатив, де j – номер рівня емоцій $j = 1,2,3$.

Для визначення кількісного значення афектів η_j вводиться функція емоцій ε.Для розрахунку теперішнього стану використовуються дані з попереднього. Для даної моделі з двома альтернативами і трьома афектами маємо $2 \times 3 = 6$ функцій емоцій. Далі афекти від першої і другої альтернативи «згортуються» в одну емоцію певного рівня. Згортання функції емоцій є результатом роботи нижнього рівня дворівневої моделі, що розглядається. Отже, нижній рівень – рівень емоцій, дані з якого використовуються на верхньому рівні для формування на їх основі функцій переваг.

Для кожної альтернативи по трьох афектах формуються функції переваг. Їх значення таке: на скільки доцільний вибір даної альтернативи σ_i спираючись на емоційне враження, афект. Далі переваги одної альтернативи, але від трьох афектів «згортуються» в одну остаточну функцію переваг даної альтернативи. Функція переваг $\pi^+(\sigma_{it})$ і є результатом роботи даної моделі – це перевага прийняти дану альтернативу на основі емоційних вражень (афектів), які склалися щодо корисності альтернативи.

Було поставлено задачу дослідити як впливає зміна β_ε та β_π на характер функцій, присутніх у моделі. β_ε та β_π – ендогенні параметри, що розглядаються відповідно як характеристики емоційної напруги та внутрішніх особливостей суб'єкта при формуванні функцій переваг (Рис. 1). Отже, було розглянуто випадки із значеннями $\beta_\varepsilon = \beta_\pi < 1$ та $\beta_\varepsilon = \beta_\pi > 1$. Результати досліджень показують, що при значеннях $\beta_\varepsilon < 1$ емоції виникають слабкіші за силою (можна зробити порівняння з типами темпераменту флегматик, меланхолік у психології), ніж при $\beta_\varepsilon > 1$, де вони розвиваються швидко і мають чіткіше вираження (сангвінік, холерик).

Запропонована вище модель застосовується у сфері безпеки польотів. Вона відкриває нові можливості завдяки врахуванню суб'єктивного фактору, який притаманний людям. Адже за даними ICAO більшість авіаційний інцидентів та катастроф відбуваються саме через людський фактор. Згідно [9] людський фактор – це наука про людей у тому середовищі, в якому вони живуть і працюють, про їх взаємодію з машинами, процедурами та навколишнім середовищем, а також про взаємодію людей між собою.

З точки зору суб'єктивного аналізу авіаційно-транспортна система представляється у вигляді активної системи, тобто такої, що є відкритою, структурованою і в її центрі знаходиться суб'єкт (або група суб'єктів), який і приймає рішення. При побудові математичної моделі польотної ситуації слід враховувати не лише об'єктивні, але і суб'єктивні складові. З наведеного на початку матеріалу зрозуміло, що суб'єктивний аналіз оперує такими поняття-

ми як переваги, ентропія та ентропійний поріг [4]. Запропоновано розглядати ентропійний поріг таким, що змінюється в часі і чим менше часу залишається у екіпажу, тим вищим стає цей поріг. Це дозволяє певною мірою відобразити емоційне напруження.

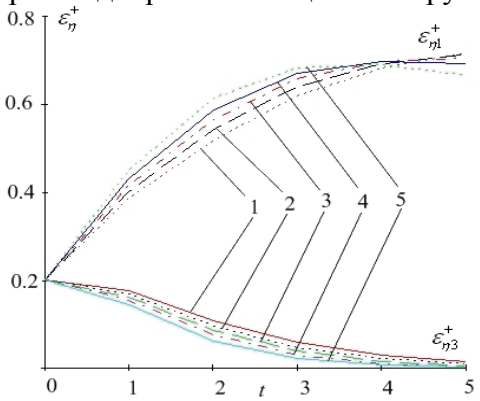


Рис. 1. Зміна функцій емоцій від двох з трьох афектів першої альтернативи:
1, 2 – при $\beta_\varepsilon = \beta_\pi < 1$; 3 – при $\beta_\varepsilon = \beta_\pi = 1$; 3, 4 – при $\beta_\varepsilon = \beta_\pi > 1$.

При виникненні певних ускладнень під час польоту, кожен екіпаж реагує по-своєму. Звичайно існує ряд обставин, а саме: досвід роботи, згуртованість екіпажу, професіоналізм та інші, але не менш важливими є особисті якості людини. Не дарма в документації ІСАО стільки уваги приділяється саме цьому аспекту [8, 9]. Важлива увага приділяється такому поняттю як «стрес». Стрес – це сила, яка може призвести до значних змін у будь-якій системі. І що саме головне, кожна людина реагує по-своєму на різні прояви стресу і у кожного є свій поріг. Запропонована дворівнева модель включає в себе ендогенні параметри, що характеризують внутрішні якості суб'єкта [8].

Висновки

Дворівнева модель розподілу переваг суб'єкта при виборі альтернатив побудована на засадах суб'єктивного аналізу та теорії штучних нейронних мереж. Вона дозволяє враховувати корисні і шкідливі властивості альтернатив та емоційні переживання суб'єкта. Модель побудована таким чином, що вона враховує передісторію - теперішній стан суб'єкта залежить від стану у попередній момент часу.

Подальший розвиток даної моделі може заключатись у тому, що корисності та шкідливості альтернатив будуть змінюватись з плином часу.

Застосовуючи цю модель до розгляду польотних ситуацій в подальшому можливе дослідження і з кількістю альтернатив більше двох.

Список літератури

1. *Горбань А.Н.* Итоги науки и техники: физические и математические модели нейронних сетей, том 1, М.: Виннити, 1990.

2. *Гришина Н.В.* Психология конфликта, 2-е изд. Спб. и др.: Питер, 2009. – 544 с.

3. *Касьянов В.А*. Субъективный анализ: Монографія. – К.: НАУ, 2007. – 512 с.

4. *Касьянов В. А.* Моделирование полета: Монография. – К.: НАУ, 2004. – 400 с.

5. *Корнеев Д.С.* Использование аппарата нейронных сетей для создания модели оценки и управления рисками предприятия // Управление большими системами. Вып. 17. – М.: ИПУ РАН, 2007. С.81-102.

6. *Круглов В.В., Борисов В.В.* Теория искусственных нейронных сетей. Основные положення [Електронний ресурс] – Режим доступу: http://www.socioego.ru/teoriya/istoch/neyron/sod.html.

7. *Уоссерман Ф*. Нейрокомпьютерная техника, М.: Мир, 1992 – 453 с.

8. *CAP 737.* Crew Resource Management (CRM) Training. – Civil Aviation Authority, 2006.

9. *Doc 9808 AN/765.* Человеческий фактор в системе мер безопасности гражданской авиации, 1-е изд. – Монреаль.: ICAO, 2002.

UDC 057

Beata Fałda, dr., Jozef Zajac, prof. dr hab.
(The State School of Higher Education in Chelm, Poland)

THE ECONOMIC EFFECTIVENESS OF AIR NAVIGATION CHARGES FOR SERVICES PROVIDED BY THE POLISH AIR NAVIGATION SERVICES AGENCY (PANSA)

The main purpose of this article is to present some remarks about the air navigation charges in Poland.

Introduction

For many years an amount of air navigation charges for services provided by the Polish Air Navigation Services Agency (PANSA) are a subject of special controversies. In spite of the calculation based on law regulations, they are considered as too high and not effective.

Economic analysis of this problem show a big variety of factors, which determine level of payments. One should notice that the air navigation charges constitute the basic source of PANSA incomes, from which navigation investments are financed. On the other hand, they can, in the essential way, have an influence on limiting the air traffic and slow the development of the Polish air transport down.

1. Mission of the Polish Air Navigation Services Agency

The Polish Air Navigation Services Agency was set up on 1 April 2007 and replaced the Polish Air Traffic Agency (PATA), which, as a state institution, was responsible for air traffic over Poland (Flight Information Region Warsaw - FIR Warsaw). PANSA is separated financially and organizationally from any other national organizations. In financial terms, it is independent on the national budget.

The Agency is obliged to guarantee air traffic services and other air navigation services (ANS) management, including: communication, navigation, surveillance and aeronautical information services. Moreover, it provides airspace users with meteorological information generated by authorized entities, designs flight procedures, performs flight-inspections of aeronautical communication, navigation and surveillance systems, provides training and consulting in the ANS field, carries out R&D activity in the ANS field, deals with infrastructure acquisition, maintenance and modernization.

The key strategic principle underlying the Agency's activity involves the development of an effective, economically efficient and competitive European business entity, ensuring high level of air traffic safety compliant with the requirements of the international and national law [1, p.4].

2. Air navigation charges

PANSA is obligated to take air navigation charges. Like every certified air navigation services provider, it operates in pursuance of the Commission Regulation (EC) No 1794/2006 of 6 December 2006 laying down a common charging scheme for air navigation services and the Directive by the Ministry of Transportation of 15 May 2007 on the navigation services charges.

Air navigation charges are taken for guaranteeing services of the air navigation in the controlled space of the FIR Warsaw information area in IFR flights and mixed flights (flight, in which the part of the flight is made according to regulations for VFR flights and the other part is made according to regulations for IFR flights).

Mentioned payments are charged independently on airport charges and charges for ground handling of services provided on airports.

PANSA collects the following charges for its services:

1. ER: en-route charge,
2. TNC: terminal charge.

The en-route charge provides airplanes assurance, through the Polish Air Navigation Services Agency, air navigation services in the phase of the flight along the route, in the controlled airspace

of Polish area of the air information FIR Warsaw. It is charged for every flight of airplane in the controlled airspace of the Polish area of the air information FIR.

The terminal charge includes airplanes assurance, through the Polish Air Navigation Services Agency, services of the air navigation in the initial and final phase of the flight connected with the starting or landing on Polish controlled airports. The payment is charged for IFR flights of airplane landing in the Polish controlled airport [3].

3. Economics of air navigation charges

PANSA is a "non profit" organization. It is obliged to calculate charges for proving services with acceptance of actual costs of its activity, sharing them between all consumers of these services. So the amount of navigation charges is directly depended on the size of the air traffic.

According to regulations, in December 2010 the Civil Aviation Office Director approved the PANSA proposal concerning new levels of air navigation charges applied in the year 2011 [6]:

–the unit rate of en-route charge is lowered from 40.06 EUR in 2010 to 39.46 EUR in 2011. In comparison, we see that the unit rate of en-route charge in 2008 amounted 40,69 EUR, whereas in 2009 – 41,95 EUR. This payment is converted into PLN according to the medium PLN rate to EUR, in the month preceding the month of the operation. According to European regulations, the unit rate of en-route charge (ER), presented by PANSA, is approved by Eurocontrol. In 2011 the new level of the ER rate is lower than in year 2008, it has been since when PANSA started functioning. It is also one of the lowest rates of the European Union countries. Medium value of this rate in Europe amounts to 51.15 EUR;

–the unit rate of terminal charge has increased from 867.88 PLN to 1,052.28 PLN. The same level of the terminal charge is applied to all Polish airports, at which the service is provided to the air-traffic control, i.e. at airports in: Warsaw, Bydgoszcz, Gdansk, Katowice, Cracow, Lodz, Poznan, Rzeszow, Szczecin, Wroclaw and Zielona Gora. Until the end of 2009 two separate zones of collecting charges in FIR Warsaw were legislated and approved by the Civil Aviation Office. PANSA admits that the terminal charge is in 2011 higher than the average in Europe, but an en-route charge balances the total air navigation charges in Poland. In comparison, let us notice that the unit rate of terminal charge in 2008 amounted 547,97 PLN (I Zone) and 985,34 PLN (II Zone), whereas in 2009 – 610,23 PLN (I Zone) and 888,71 PLN (II Zone).

To analyze proposed changes let us compare the amount of total air navigation charges on three European routes in the year 2010 and 2011. Calculation has been done for the Boeing 734 with MTOW (Maximum Take-off Weight) 62.85 t and for 147 passengers [5].

A. Calculation of the air navigation charges on the route London-Warsaw-London. In the Polish airspace the length of the route from Warsaw to London is equal to the length of the route from London to Warsaw and amounts 435 km (total length of 870 km).

Flight in November 2010			Flight in 2011	
En-route charge	1 666,20 PLN		En-route charge	1 449,03 PLN
Terminal charge	972,80 PLN		Terminal charge	1 178,09 PLN
Total air navigation charge	2 639,00 PLN		Total air navigation charge	2 627,00 PLN

We see reduction in total navigation charges by 12.00 PLN (0.45%), i.e. 0.08 PLN for passenger.

B. Calculation of the air navigation charges on the route Frankfurt-Warsaw-Frankfurt. In the Polish airspace the length of the route from Warsaw to Frankfurt is equal to the length of the route from Frankfurt to Warsaw and amounts 432 km (total length of 867 km).

Flight in November 2010			Flight in 2011	
En-route charge	1 567,94 PLN		En-route charge	1 438,55 PLN
Terminal charge	972,80 PLN		Terminal charge	1 178,09 PLN
Total air navigation charge	2 540,74 PLN		Total air navigation charge	2 616,64 PLN

We can see the rise in total navigation charges of 75.90 PLN (2.99%), i.e. 0.52 PLN for passenger.

C. Calculation of the air navigation charges on the route Kyiv-Warsaw-Kyiv. In the Polish airspace the length of the route from Warsaw to Kyiv is equal to the length of the route from Kyiv to Warsaw and amounts 290 km (total length of 580 km).

Flight in November 2010			Flight in 2011	
En-route charge	1 109,72 PLN		En-route charge	964,80 PLN
Terminal charge	972,80 PLN		Terminal charge	1 178,09 PLN
Total air navigation charge	2 082,52 PLN		Total air navigation charge	2 142,89 PLN

We can see the rise in total navigation charges of 60.37 PLN (2.89%), i.e. 0.41 PLN for passenger.

Presented calculations show that the rise in total air navigation charges has taken place. It is a result of the cost increase connected with constant development of PANSA, especially in respect to modernization and purchase of new navigation infrastructure, development of organization, including hiring new operational staff.

At the same time higher charges meet with opposition in airlines, specially low-cost carriers. It is worth noticing that en-route and terminal charges are the same for all air carriers and they constitute about 4% of air carrier's costs. As far as PANSA is a monopolist, airlines even do not try to negotiate with it, but they already lead strong negotiations (e.g. WizzAir, Ryanair) with many small airports, where they are main customers. Finally, the local authority, governing regional airports, pay for bearing connections, for example, financing regional advertisement arranged by a low-cost carrier.

The biggest Polish airport – Okecie is in a different situation. Because of its position, none of air carriers, even a regular, cannot count on special treatment. Money from charges are used, among others, for expansions and renovations of the airport. The Okecie grants concessions only to new connections. In this situation we may expect that many airlines, specially low-cost carriers, will escape from Warsaw, like Norwegian, Germanwings and easyJet. For this reason the calculation of air navigation charges must take into consideration real financial possibilities of air carriers in order not to stop development of air transport and a number of air operations. According to PANSA data, after the crisis of the air transport in 2009, the number of air operations has been increasing and the number of transit operations over Poland in 2011 can be higher than in the record year 2008. Air operations beginning or finishing on Polish airports has been growing a little bit slower [6].

As it was mentioned, PANSA must hold the permanent number of flights controllers and provide the equipment for the movement service for providing full safety of air operations. Even, in case of a fall in the number of the air operation, it is impossible to make any personnel or equipment savings, because it would threaten the safety of flights. Limitation of airports working hours, on which the air traffic is small, and thanks to it reduction of air controllers number, is the only possibility to make savings. In this sense, we have to analyze air navigation charges on account of tasks financed by PANSA.

Financial analysis of PANSA shows that the main source of its total revenue was the revenue from the air navigation charges.

The PANSA revenue from the sale of air navigation services decreased in 2009 by 75 124 thousand PLN, i.e. 12,6% compared to the equivalent period of 2008 and attained a value of 523 037 thousand PLN. In the year 2009, which was the subject of scrutiny, the revenue generated from en-route air navigation services provision (over-flights, arrivals to the domestic airports) accounted for 81.6% of the overall value of revenue from the services sale.

A noticeable decline in the revenues from the sale of the air navigation services in 2009 compared to the year before was under influence of not only a difficult economic environment but also by the change in unit rates for air navigation services, i.e. a unit rate per en-route navigation was lowered, whereas the unit rate per terminal navigation (in respect of Warszawa Airport) increased. Revenue from the sale of PANSA non-aeronautical services, other operating revenue and financial revenue accounting for the total value of 14 941 thousand PLN were of marginal relevance in the global revenues [1, p. 24-26].

The overall value of total costs incurred by PANSA within the period of 12 months of 2009 consisting chiefly of the operating activity costs amounted to PLN 570 823 thousand [1, p. 26].

An overall cost-effectiveness ratio according to the EUROCONTROL/PRU methodology (costs of ATM/CNS provision per composite flight hours) in 2009 amounted to 295 EUR. One of the items of the overall cost-effectiveness indicator is the support costs indicator, showing the relation between the general ATM/CNS provision costs and the cost of employment of air traffic controllers. In 2009 this indicator in Poland amounted to 3.60 EUR, which effectively means that every single euro spent on the employment of an air traffic controller at PANSA is related to the amount of 2.60 EUR of other costs [1, p. 27-28].

As we can see, total air navigation charges are determine by many factors, in it, by number of air operations, economic situation and finally by costs of navigation service. To stabilize increase of them PANSA makes verification of investment plans applying for additional funds in European programs. This will have impact on the level of depreciation costs in the future, and probably will result in decrease of the unit rates. Moreover, PANSA makes a revision of recruitment policy what leads to decrease in planned employment growth. Those recruitment reductions are made in the field of supporting and administrative staff. The Agency works on the implementation of the employee evaluation system, uses internal recruitment procedures as a priority, extensively trains currently employed personnel. It is expected that the new system will allow to increase the staff effectiveness, and eventually – the reduction in staff costs. However, everything indicates that predictions of lowering personal costs will not be possible to implement because of trade unions pay requirements [4].

Conclusion

The financial politics of PANSA tends to introduce the most effective actions, which may help in increasing the effectiveness of air navigation charges. To this purpose it makes the permanent verification of functioning costs.

Forecasts about amount of the air traffic in Poland also show a real chance of the unit air navigation charges rate stabilization. One should remember that constant changes in this scope have an influence on functioning of the whole air transport sector in Poland, determining the number of flights and the state of the navigational infrastructure. An essential financial support for the last one are the European Union programs. Thanks to them a part of investment (into new navigational infrastructure with special consideration of the infrastructure for terminal navigations) will not cause the rise in unit air navigation charges.

References

1. Annual Report 2009, Polish Air Navigation Services Agency
2. Commission Regulation (EC) No 1794/2006 of 6 December 2006 laying down a common charging scheme for air navigation services
3. Directive by the Ministry of Transportation of 15 May 2007 on the navigation services charges (Dz.U. z 2007 nr 92 poz. 619)
4. http://www.pazp.gov.pl/
5. http://www.prtl.pl/artykuly/2372
6. http://www.ulc.gov.pl/

UDC 053-060

Jerzy Józwik Ph. D. Eng., Arkadiusz Tofil Ph. D. Eng.
(The State School of Higher Education in Chelm, Poland)

SELECTED MACHINING PROBLEMS OF MATERIALS USED IN AVIATION

This paper presents problems connected with the machining of selected materials used in the aviation industry. The presented main group of materials used in aviation structures are mainly: titanium alloys, composites and aluminum alloys. Basic problems connected with cutting of titanium alloys and composite fibers are presented. The article also discusses a selected group of tools used in the machining of „aviation" materials, their most significant design features and intended use.

Introduction

In the aviation industry materials used are characterized by very good mechanical properties at relatively low weight. These groups of materials include: aluminum alloys, titanium alloys, magnesium alloys and composites and laminates, and smart materials. Smart materials have controllable properties, obtained by the use of components with shape memory alloys, or by embedding special systems such as circuits or optical fibers, piezoelectric [1]. The use of the above-mentioned materials, makes us able to build a sturdy, lightweight construction, which in turn results in a significant reduction in operating costs. However, these materials pose a number of problems associated with machining. Utility companies meet these challenges by constructing newer cutting tools, with specialized geometry and coatings, such as diamond (CVD-applied), diamond-like (DLC), zirconium nitride coatings (ZNC), crystalline diamond (CDC) or with the cartridge of polycrystalline diamond (PCD) and diamond film coating (DFC). [1-7]

Titanium alloys in aircraft construction

Currently, the share of titanium alloys used in the construction of a modern passenger aircraft reaches 20% of its total weight of about 300 tons [6]. It is almost three times more than in the first aircraft, where titanium was used.

Fig.1. The share of components made of titanium alloys in a modern wide-body aircraft

(about 20% of the total weight of approximately 300 tons) [6]

Typical applications of titanium alloys in the construction of a modern passenger aircraft (Fig.1) apply to such elements as: landing flaps, landing gear, braking units, girders, strengthening ring and wing leading edges, the hydraulic and pneumatic systems, fasteners, sheathing, fire shutter as well as powertrain components.

Composites in aircraft construction

Fiber composites are most widely used in the aviation industry. They are based primarily on the polymer matrix (PMC - Polymer Matrix Composite: CFRP (Carbon Fibre Reinforced Plastics), GFRP (Glass Fibre Reinforced Plastics), AFRP (Aramid Fibre Reinforced Plastics)), metal MMC - Metal Matrix Composites and ceramic CMC - Ceramic Matrix Composites. Composite materials

are used in various aircrafts such as: wing skin, tail, chest of lobe, slots, strengthening ring, floor carrier and many others (Fig. 2). [7]

Fig. 2 The share of the CFRP composite in construction of the Airbus A380 (22%) [7]

The engines, for example GE90 currently used in Boeing 777 and the GEnx (Boeing 787 and Airbus Industrie A350), fan blades are made of composite materials, which ensure greater engine durability, reduced weight and significantly affect the decrease in operating costs [4-11] .

Machining of materials used in aviation

Many parts of airplanes and helicopters are made of light, strong alloys and composites. The materials used in aviation are very difficult to shape using the machining techniques. The processing of these materials poses great problems to the aviation industry technologists. These difficulties concern the problems related to [4-12]:

−selection of appropriate cutting tools and equipment able to deal with processing of materials with specific properties [8-11]

−wearing of blades of cutting tools [2-12]

−processing complex curved surfaces [8-10]

−processing in difficult to access areas [8-10]

−the effect of delamination occurring during interactions of cutting tool on the workpiece[12]

−selection of proper machines and dust collection equipment, discharging harmful to both health and machine effects of processing of cutting layers to chips

−maintaining geometric requirements of the surface after cutting, etc.

Typical methods of cutting materials „aviation" are: machining by milling, drilling, cutting, cutting with high-pressure abrasive jet , more recently, laser processing PMC or electro aluminum matrix composites processing [2,3], etc. An example of aviation parts undergoing a process of machining are (Fic.3): landing gear beam (titanium alloy), central wing box (carbon fiber composite with combined layers of aluminum and titanium), wing box (composite), wing rib (aluminum alloys), carriage of trailing edge (titanium alloy), flaps and slats tracks of leading and trailing edge (high-alloy and stainless steel, such as maraging steel 15-5PH), thrust filling (titanium alloy), engine mount and main fitting of landing (high-alloy steel, titanium alloys), etc. [8-10]

Fig. 4 presents a new family of CoroMill Plura end mills (Sandvik Coromant, 2011.) intended to finish the process of above mentioned aviation parts. The presented tools are specially designed to work in titanium alloys (with a hardness up to 48HRC) and finish deep pockets and cavities with thin walls with high machining performance and minimal vibration. These Mills allow you to maintain high accuracy, high durability at high cutting parameters. Tools shown in Fig. 4 are characterized by a gentle helix angle of the blades (55 °) multi-layer PVD coating, variable depth of chip groove and high durability (T = 94min) at relatively high cutting parameters (ae=0.5, v_c=120m/min, f_z=0.1 mm/tooth). They are made with cylindrical shank with and without narrowing, from tungsten carbide of GC1620 class. For drilling in a variety of materials reinforced with carbon fibers tools of special geometry, obtaining appropriate and providing a relatively limited tolerances of manufacture are essential. This task is relatively difficult, since each material has specific properties of CFRP, which increases the risk of delamination or chipping.

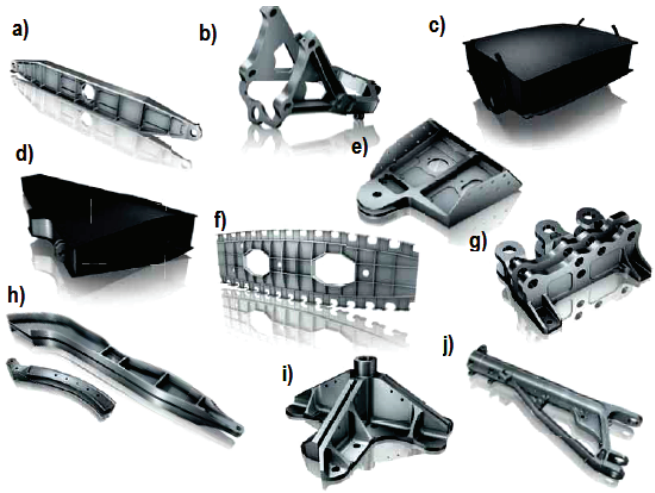


Fig.3. Selected parts of aircraft undergoing machining : a) landing gear beam b) carriage of trailing edge, c) central wing box, d) wing box, e) pylon bracket, f) wing rib, g) engine mount, h) flap and slat track of leading and trailing edge, i) thrust filling, j) landing gear – main fitting [9]

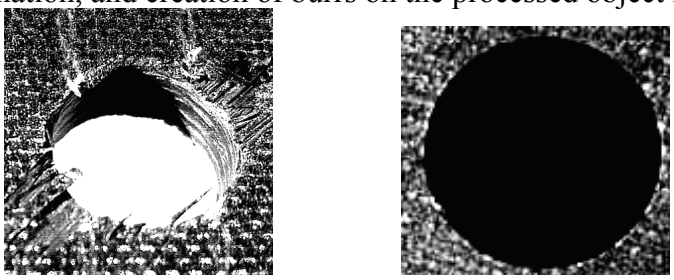
Fig.4. End mill for machining of titanium alloys [8]

Fig. 5 presents another group of tools from Sandvik Coromant (drilling tools) to make cut outs for screws and rivets in the composites reinforced with carbon fibers CFRP and laminated composites with metal. These tools belong to a group of standard hand tools, optimized for the type of processed composite , allowing processing of cut outs with limited tolerance and quality surface finish.

Fig. 5 Cutting tools of carbon fiber reinforced composites and laminated structures with metal (drills, reamers, countersinks) [8]

These include: right drill with the left-handed groove for composite materials CoroDrill C and 452.1 ... 452.1 ... CoroDrill CM (including the processing of aluminum, titanium and stainless steel), drill with the pilot for pre-drilled cut outs with the function of self-algin ... CoroDrill 452.4 CM (including metalworking) and enlarging drillfor composite, limiting delamination CoroDrill 452.R ... C ... CoroDrill 452.R CM (including metalworking), one fluet countersink PCD 452.C…C

for composites processing. Properly worked out geometry of these tools reduces axial component, cutting force limits delamination, and creation of burrs on the processed object Fig. 6.



a) b)

Fig. 6. Delamination of the composite at the surface (a) [4] and improvement of the accuracy of the cut out machining using CoroDrill (b) [8,9]

Summary

The machining of aircraft parts from alloys and composites still poses many technical problems. These problems result from the physical mechanism of the separation of the composite material, the process of delamination and rapid wear of the blades of cutting tools. Close cooperation between research centers with airlines and tool corporations can contribute to the solution of many important technical problems in the aviation industry in the field of machining of innovative materials

References

1. Surowska B.: Functional and hybrid materials in air transport. Maintenance and Reliability, nr 3/2008. pp. 30-40

2. Pierończyk J., Biało D.: Selected problems of electrodischarge machining of aluminum matrix composites: Composites, 1(2001) 2, pp. 211-214

3. Pierończyk J., Biało D.: Influence of Al_2O_3 and SiC reinforcements in aluminium matrix composites on its electrodischarge machining (EDM), Composites,3(2003) 8, pp. 266-269

4. Oczoś K. E.: Problemy kształtowania ubytkowego kompozytów włóknistych z osnową polimerową i ceramiczną. Cz. I. Mechanik nr 1/2011, pp. 5-10

5. Oczoś K. E.: Problemy kształtowania ubytkowego kompozytów włóknistych z osnową polimerową i ceramiczną. Cz. II. Mechanik nr 1/2011, pp. 79-84

6. Oczoś K. E.: Kształtowanie ubytkowe tytanu i jego stopów w przemyśle lotniczym i technice medycznej. Cz. I. Mechanik nr 8-9 /2008, pp. 639-656

7. Oczoś K. E.: Kompozyty włókniste – właściwości, zastosowanie, obróbka ubytkowa. Mechanik nr 7/2008, pp. 579-592

8. Materiał Sandvik Coromant 2011: Nowe narzędzia skrawające i rozwiązania. Art. C-2900:134 POL/01

9. Materiał Sandvik Coromant 2010.01: Kadłuby samolotowe. Kompletne rozwiązania obróbkowe. Art. C-2940:131 POL/01

10. Materiał Sandvik Coromant 2009.07: Kompozyty: Rozwiązania do zastosowań w materiałach kompozytowych. Art. C-2940:130 POL/01

11. German J.: Podstawy mechaniki kompozytów włóknistych. Wydawnictwo Politechniki Krakowskiej. Kraków 2001,

12. Czarnocki P.: Interlaminar fracture toughness of selected fibre–reinforced polymer matrix composites. Advances in manufacturing science and technology. Vol. 34, No. 2, 2010, pp. 47-58/

Наша адреса: 03680, Київ-058,
проспект Космонавта Комарова, 1, кім. 1.238
тел.: (044) 406-71-56
факс: (044) 406-72-12
e-mail: vtnik@nau.edu.ua
http://avia.nau.edu.ua